1. Rotary wing에서 unsteady aerodynamics는 time varying free stream, returning wake, inflow dynamics radial flow 그리고 complex blade motion 등에 의한다.

Time varying free stream : 전진 비행 rotating blade에서는 $v\_{t}=$Ωr + ΩRμsinψ 이며 주기는 2π 이다.

Returning wake : unsteady load를 구할 때 disk 뒤로 흐르는 helical vortex sheets의 영향 고려

Near shed wake : rotary shed is a helical sheet behind the blade

1. k : reduction frequency. $k=\frac{wb}{U}=\frac{wc}{2U}$. k는 0 부터 무한대의 값을 가진다

C(k) : Theodrsen’s lift deficiency factor

 C(k) = F(k) + iG(k) 이며 k의 값이 증가하면 magnitude는 점진적으로 감소하나 phase는 급격한 변화를 보인다.

LQ : unsteady lift의 circulatory part이며 wing에서의 unsteady wake에 의하여 영향을 받는다. Circulation과 관계가 있다.

LNC : unsteady lift의 non-circulatory part이며 wake와 무관하다. 이 항에서 $\ddot{M}, \dot{x}$ term 들은 apparent mass term이라고도 한다. Motion과 압력 분포에만 관련이 있다.

위의 결과는 thin airfoil, small displacement, incompressible flow, airfoil in simple harmonic motion 의 가정으로부터 나온 결과이다.

1. (1) flap-lag flutter

Flutter frequency wc에서 structure viscous damping과 elastic coupling이 없다면 wc2=wL12

 여기서 flutter frequency가 rotating lag frequency와 같다는 것은 flap-lag instability가 lag로부터 시작된다는 것이다. θC에 따라서 서로 다른 stability constant가 존재하며 lag방향의 aerodynamic damping이 상대적으로 작기 때문에 추가적인 lead-lag damping이 필요하다.

 (2) pitch-flap flutter or pitch divergence

 Simple harmonic motion의 경우 quasi-steady, C(k) = 1이라고 가정하고 특성 방정식을 구하고 stability boundary를 구해보면 $\overline{w\_{0}^{2}}\geq f[X\_{A},X\_{z},\overline{w\_{β}^{2}},γ]$ 이다. Pitch-flap flutter가 발생하지 않기 위해서는 AC, EA, CG 간의 거리뿐만 아니라 control stiffness, Lock number를 고려해야 한다.

1. Fixed wing에서 Torsional divergence는 static aeroelasticity에서 divergence of a wing에서 torsional divergence가 발생하는 EOM은 moment 평형에 의해

$α\_{e}=\frac{qS[eC\_{lα}+C\_{mac}C]}{k\_{α}-qSeC\_{lα}}$가 된다.

$α\_{e}$가 무한대가 되면 divergence 경우이다.

위 식에서 분모가 0이 아니면 divergence가 발생하지 않고 이 때 e는 AC와 EA 사이의 거리이다. E가 9보다 작으면 flutter가 발생하지 않는다. 즉 AC가 EA와 같거나 뒤에 위치하면 fixed wing에서는 flutter가 발생하지 않는다.

Rotary wing에서는 Quasi-steady 경우

$w\_{0}^{2}=\frac{I\_{x}(I\_{x}-^{γ}/\_{8})}{I(1-\overline{w\_{β}^{2}})}-\frac{γ}{6I}\left(\frac{x\_{A}}{R}\right)-1$ 이다.

이 때 xA는 EA~AC 거리이며 xI = CG~EA 사이의 거리이다. Rotary wing에서는 xA만 0이 된다고 divergence를 막을 수 없고 xI까지 이용해야 한다.

1. 속도 분포의 불균일은 헬리콥터가 전진 비행할 때 나타나는 중요한 인자이며 전진 부분은 후퇴부분보다 공기의 속도가 빠르다. 이 때 각 블레이드가 같은 피치각을 가지면 같은 받음각에서 속도의 차이가 양력 차를 만들어 전진 부분에 더 큰 양력을 만들고 이로 인해 전진 블레이드는 위로 올라가는 flapping운동을 자연스럽게 하게 된다. 기수 부분에서는 양력이 평균 수진이고, 후퇴면에서는 아래로 flapping 운동을 하게 된다. 이 때 flapping 힌지가 없어 flapping 운동을 못하게 되면 좌우 양력 불균형에 의해 모멘트가 발생해 뒤집어질 수 있다.

블레이드가 회전함에 따라 달라지는 항력과 관성력에 의해 생겨나는 응력을 막기 위해 로터 회전면이 앞 뒤로 움직이게 만든 것이 lead-lag 힌지다. 이 외에 블레이드의 피치를 변화시켜 블레이드 받음각을 조작할 수 있어야 한다. 첫째로는 flapping되는 양과 같은 정도로 블레이드의 피치각을 변화시켜 flapping을 상쇄시킬 수 있으며 추력의 연장선이 무게 중심에서 벗어남으로써 생기는 모멘트를 상쇄시키게 된다. 둘째로 기동을 위해 의도적으로 피치각을 변화시켜 양력 분포를 분균일하게 만든다.

무힌지 로터 : 블레이드가 flap, lead-lag 힌지 없이 hub에 부착된 구조. Pitch bearing은 존재. 이것은 swash plate를 이용하여 cyclic pitch를 가해주면 힌지 있는 로터의 블레이드 끝 회전면이 구동축에 직각이 되도록 cyclic pitch 트림이 되었다면 flapping 힌지에 대한 운동이 일어나지 않기 때문에 로터 상태에 아무변화 없이 flapping 힌지를 고정시킬 수 있다. 이 때 구조적으로 충분한 강도를 갖는 재료를 사용하여 lead-lag힌지를 없애면 무힌지 로터가 된다.

무베어링 로터 : 무힌지 로터에서 pitch bearing까지 제거한 것으로 모든 관절이 구조적으로 유연한 flexbeam의 유연성에 의해 이뤄진다. 이 때 pitch 모션은 블레이드 로터의 torsional flexibility에 의해 일어난다.

1. (1) stall flutter

로터에서 발생하는 feathering 현상에 의해 pitch가 주기적으로 바뀌면서 모든 블레이드들이 pitch진동을 하게 된다. 진동이 이어지면 stall flutter가 발생하는 것이다. Stall flutter의 경우 hysteresis loop를 볼 수 있고 그것의 내부에 에너지가 축척된다.

(2) aero mechanical instability

Ground effect – aerodynamics의 영향이 아닌 블레이드 lead-lag와 fuselage의 pitch/roll 사이의 상화작용에 의해 발생한다.

* 로터 블레이드가 lead-lag 힌지를 중심으로 앞뒤로 움직이고, 이로 인한 무게 줌심이 로터 회전면의 한쪽으로 이동해 가면서 나타난다.

Air-resonance – ground resonance와 같은 형태의 resonance가 aerodynamics의 영향을 받아서 비행중에 상호작용에 의하여 resonance가 발행할 수 있는데, 이것이 air-resonance이며 주로 무힌지 블레이드에서 많이 발생한다. 블레이드의 lag와 fuselage DOF가 커플링되어 aerodynamics의 영향으로 unsteady 발생