1. **Flutter is different from forced vibration.**

Flutter는 aerodynamic, elastic, inertia force의 상호작용에 의해 발생하는 dynamic aeroelastic instability를 뜻한다. Flutter는 forced vibration과는 달리 외부 가진이 없이 발생하는 self-sustained oscillation이다.

1. **Flap-lag flutter is a unique aeroelastic instability with rotor blades, and it has nothing to do with fixed wing.**

This aeroelastic instability is unique with rotor blade, and does not take place in fixed wings.

* Chopra 강의록, page 259

Flap – lag flutter는 unsteady aerodynamic force와 Coriolis force에 의해 coupling 된다. Fixed wing의 경우 회전하지 않으므로 Coriolis force는 무시할 수 있고, 또 순항 비행시 unsteady force는 미약하므로 fixed wing과 flap-lag flutter는 무관하다 할 수 있다.

1. **Flap-lag flutter is a weak instability and can be easily stabilized.**

Flap-lag flutter의 경우 flap mode와 lag mode가 coupling이 되어 있는데 flap의 경우는 aerodynamic damping을 가지기 때문에 비교적 안정하다. Flap-lag flutter 발생시 lag mode에 의해 일어나게 되는데, 작은 lag mode damping에 의해서도 비교적 쉽게 안정화될 수 있다.

1. **Soft lag rotors get stabilized with a small elastic coupling.**

Elastic coupling에 의해 weakly damped lag mode의 운동에너지가 well damped flap mode 쪽으로 전달되어 soft lag rotor의 경우 작은 elastic coupling으로 쉽게 안정화 될 수 있다.

* Chopra 강의록, page 268 4. Elastic Coupling

1. **Pitch divergence of the blades does not depend on the elastic axis position.**

Chopra 강의록, page 274 (5.15) 식으로부터 가속도 / 속도항을 무시하고  로 두면

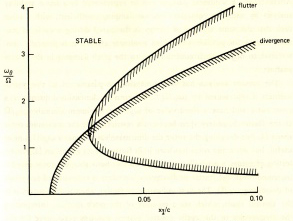


R<0 이면 unstable 하다.

Pitch divergence는 무게 중심과 공력 중심과의 차이에 관여할 뿐 elastic axis의 영향은 작다. 이는 fixed wing 과는 다른 점으로 fixed wing의 경우 무게중심과 탄성중심의 관계가 중요한 영향을 미치지만, 회전익의 경우 탄성중심과는 거의 무관하다 볼 수 있는데 blade twist 각이 커질수록 lift와 flap deflection이 커지는데 이는 centrifugal force를 증가시켜 다시 blade의 twist 각을 증가시키기 때문이다.

1. **Through a simple analysis, the blade was found to be unstable from pitch-flap instability and the flutter frequency was calculated to be 18 Hz. During the hover test, the rotor model was found to be quite stable at the operating speed of 360 RPM. However, when the speed was slightly reduced, an instability appeared and the rotor started shaking violently.**

다음 그림에서 pitch-flap flutter에서 중요한 인자는 이며, 가 감소하면 동일한 조건에서  값이 증가하므로 더 stable한 영역으로 이동한다고 볼 수 있다.



Flutter and divergence boundary for an articulated rotor

Helicopter theory, Wayne Johnson, page 645.

1. **After the blade was built, the analysis showed the possibility of pitch-flap flutter. You would like to do some quick fix to the problem.**

Pitch-flap flutter의 경우 다음의 방법을 통해서 안정성을 증가시킬 수 있다.

1. Control stiffness을 증가시켜 를 크게 만든다.
2. Cg를 elastic axis로 이동시켜 를 줄인다.
3. Control center에 damping tape이나 mechanical damper를 설치하여 torsion mode의 damping을 증가시킨다.
4. **How would you identify the wake excited flutter? Suggest ways to get rid of it.**

Rotor의 returning wake에 의해 single-degree-of-freedom instability가 발생하는데 이를 wake excitation에 의한 flutter라고 한다. 작은 피치각으로 상승할 때, 작은 전진속도나 제자리 비행, pitch의 고유진동수가 rotor 스피드의 harmonic frequency와 비슷할 때 일어난다. 이를 없애기 위해서는 high collective pitch, 높은 상승 속도 및 전진 속도에서 returning wake와 rotor의 회전면이 멀어지기 때문에 wake excitation이 줄어든다.

1. **A great effect is made to keep the cg and the elastic axis at the quarter-chord position.**

회전익에서는 elastic axis와 aerodynamic axis가 일치하더라도 divergence는 일어날 수 있다. 그러나 elastic axis와 cg가 일치할 경우 항상 을 만족하여 stable 해질 수 있다.

1. **Through a quasielastic torsion modeling, the important pitch-flap and pitch-lag terms are retained.**

Feathering까지 고려한 three-degrees-of-freedom을 계산하기 위해서는 flap-lag, pitch-flap이 모두 고려되어야 한다. Flap-lag-torsion flutter는 에 관한 second order equation으로 나타나게 된다.

* Chopra 강의록, page 279. 5.3 Flap

1. **The pitch divergence of the blades does not depend on the thrust level at which the rotor is being operated.**

Pitch flutter의 경우 추력에 의존하지 않으며, 사실상 추력이 0인 상태에서 일어난다. Pitch flutter speed를 계산하기 위해서 rotor trim은 필요하지 않다.

* Chopra 강의록, page 276. 5.2.2 Flutter