“Advanced Theory of Helicopter” Mid – term

1. Momentum theory는 제자리 비행의 동력이 잘 설명된다. 그러나 실제로 어떻게 blade에서 추력이 발생하는지에 대한 설명이 부족하다. 즉 momentum theory를 이용하면 induced power 밖에 구하지 못한다. 그러나 blade element theory는 전체 blade에 대응하는 항력 성분을 계산할 수 있다. B.E.T.에서 blade에 작용하는 공기력은 회전에 의한 성분, 유도속도에 의한 성분들을 고려하여 profile drag 성분에 대한 결과를 얻을 수 있기 때문에 더 정확하다.(thrust 관점에서만 본다면 M.T.와 B.E.T의 차이는 없다고 볼 수 있다.)
2. (1) - feathering 많음 / flapping 없음

 Blade끝 회전면이 구동측에 직각이므로 flapping이 일어나지 않지만 필요한 blade의

받음각을 얻기 위해 feathering이 사용된다.

 (2) flapping 보통 / feathering 보통

Feathering과 flapping이 동시에 일어나 (1)과 동일

 (3) flapping 많음 / feathering 없음

 Feathering은 없지만 로터 앞쪽이 들리는 flapping이 일어나 동일한 결과를 갖는다. 즉 blade의 측면에서는 flapping이 일어나 로터면이 1 degree 뒤로 기울어지면서 받음각이 변하는 것이지만 feathering을 통하여 swashplate를 앞으로 1 degree 기울여 받음각에 변화를 주는 것과 동일히다.

* Feathering이 없는 면에 있는 관찰자에게는 feathering은 일어나지 않지만 blade는 $βmax$의 각도로 flapping 하는 것이 관찰된다. 하지만 flapping이 없는 면에 있는 관찰자는 flapping이 보이지 않으며 대신에 blade의 최대 θmax의 각도로 pitch 변화를 하는 것이 관찰된다. $βmax$=θmax이고 flapping과 feathering은 동일하다.
* Flapping hinge가 offset을 가지고 있는 경우 flapping과 feathering의 amplitude가 같지 않아 equivalence가 깨어진다. 그리고 hinge spring을 가질 때 역시 등가성을 만족시키지 않는다.
1. Figure of Merit

$$FM=\frac{C\_{Qideal}}{C\_{Q}}=\frac{1}{\sqrt{2}}\frac{C\_{T}^{3/2}}{(C\_{Qo}+C\_{Qi})}$$

So that the ideal rotor Figure of Merit is 1(max).

The figure of merit is a measure of rotor hovering efficiency defined as the ratio of the minimum possible power required to hover to the actual power required to hover.

The ideal figure of merit is FM = 1. It is lower for a real rotor because of profile and non-optimum induced power losses(due to friction, swirl flow, tip loss, non-uniform flow). The FM for a given rotor is typically presented as a function of the ratio of the rotor thrust coefficient to the solidity, $\frac{C\_{T}}{σ}$ which is a measure of the mean angle of attack of the blade. For current well-designed rotors the maximum FM is typically 0.75 to 0.80.

1. Flap spring은 전진 비행 등에서 양력의 불균일 등으로 인한 blade의 motion 해석을 위해, lag spring은 블레이드 회전에 따라 달라지는 항력과 관성력에 의해 생기는 응력을 줄이기 위한 lag motion의 해석을 위해 사용된다. 즉 블레이드 각 방향의 flexibility를 표현하기 위해 사용된다. 이에 비해 torsional spring의 경우는 pitch 각의 조절을 위해 사용되며 이 때 torsioncal spring을 control system spring constant라고도 한다.
2. Rotor의 hub는 rotor force의 harmonic 성분은 filter 처럼 fuselage에 전달시킨다.(단, 모든 블레이드는 동일하고 같은 주기의 motion을 가져야 한다.) rotor의 hub에 의하여 블레이드의 vibration force가 filtering 되면 약간의 freq 들만 고려하면 되고 커다란 magnitude를 가지고 있는 low harmonics는 전달되지 않는다.

이러한 현상은 rotating frame을 non-rotating 으로 coordinate transformation 하게 되면 우선 대부분의 period coefficient를 constant coefficient로 바꾸어 주어 전체적으로 문제가 간단하다는 특징이 있다. 이는 hover, FF, tilt rotor, wind turbine 모두에 적용 자능하며

$$\sum\_{i=1}^{N}\cos(nψ)= \left\{\begin{array}{c}0, if n is a mutiple of N\\Ncos nψ, if n=sN, s=1,2,3,…\end{array}\right.$$

$$\sum\_{i=1}^{N}\sin(nψ)= \left\{\begin{array}{c}0, if n is a mutiple of N\\Nsin nψ, if n=sN, s=1,2,3,…\end{array}\right.$$

위의 관계식에 의하여 N/rev 의 freq만 filtering 하여 fuselage non-rotating frame으로 전달해 준다.(N = # of blades)