

준정상 공력이론을 이용한 2자유도계 로터-낙셀 시스템의 휘플러터 해석 Whirl Flutter Analysis of a 2-DOF Rotor-Nacelle System Using Quasisteady Aerodynamic Theory

김 동 현* · 양 용 준*

Dong-Hyun Kim and Yong-Joon Yang

(2005년 4월 9일 접수 ; 2005년 6월 1일 심사완료)

Key Words : Tiltrotor(틸트로터), Whirl Flutter(휘플러터), Quasisteady Aerodynamic Theory(준정상 공력이론), 2-DOF(2자유도계), Time Response(시간응답), Eigenvalue Analysis(고유치 해석)

ABSTRACT

In this study, simplified whirl flutter analyses using quasisteady aerodynamic theory have been performed for a 2-DOF tilt-rotor system with both pitch and yaw motions of a rotor-nacelle. The present dynamic system consists of the rotor (propeller), forming the gyroscopic and aerodynamic element, supported horizontally by a pylon that is pivoted at some wing attachment point. Several design parameters for rotor-nacelle system are considered to practically investigate the effects of whirl flutter stability.

기 호 설 명

- a = 피봇과 로터 허브까지의 무차원 거리
- b = 블레이드 개수
- C_θ, C_ψ = 피치(pitch)와 요(yaw) 방향의 감쇠계수
- c_{l_e} = 양력 곡선 기울기
- c_0 = 블레이드 루트 코드
- I_n = 파일론의 각관성 모멘트
- I_x = 로터의 극관성 모멘트
- K_θ, K_ψ = 피치(pitch)와 요(yaw) 방향의 강성계수
- Ω = 로터 회전속도(RPM)
- ψ = 요(yaw) 변위
- R = 로터 반지름
- ρ = 공기 밀도
- θ = 피치(pitch) 변위

- U = 로터 임의 반경 위치에서의 합 속도
- V = 비행 속도

1. 서 론

로터(프로펠러)-낙셀 휘플러터(whirl flutter) 불안정 현상은 기본적으로 고속회전에 따른 공력하중과 낙셀 탄성 지지부의 pitch 및 yaw와 관련된 복잡한 복합운동으로 발생하게 된다. 이 현상은 왕복 엔진이 장착된 대형 항공기가 운용되기 시작한 1936년경에 처음으로 프로펠러의 동적불안정 현상으로 분류되었다. 이후로 휘플러터 현상에 대한 심각한 경각심이 설계에 정식으로 반영되게 되었으며 엔진-프로펠러 시스템을 항공기에 장착시 휘플러터 현상으로 인한 동적불안정 현상을 방지할 수 있도록 설계 매개변수들이 설정되기 시작하였다. 한 동안 잊혀졌던 휘플러터 현상은 1960년대에 2대의 터보프롭 항공기가 추락한 계기로 다시 부각되는 전기를 맞이하게 되었다. 프로펠러(propeller)-낙셀(nacelle) 휘플러터 현상은 터보프롭 항공기의 진동불안정성 현상과 밀접한 관련이 있으며, 터보프롭 항공기 추

* 책임저자 : 정희원, 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술연구소
E-mail : dhk@sdcae.gsnu.ac.kr
Tel : (055) 751-6125, Fax : (055) 755-2081
* 경상대학교 대학원 기계항공공학부

락사고의 주 요인으로 인식되고 있다.

최근에는 Fig. 1과 같이 수직 이착륙이 가능한 틸트로터 항공기 개발이 이루어져 왔으며 이는 로터-낙셀 각도를 조절하여 이·착륙시에는 헬리콥터처럼 로터를 이용하여 수직으로 떠오르고, 천이비행 모드를 거쳐 보통 비행기와 같이 양력을 고정날개로부터 얻어 고속비행이 가능한 개념의 항공기이다. 틸트로터 개념 항공기의 경우도 헬플러터 현상은 진동불안정 현상의 가장 주요한 원인이 되며, 매우 복잡하고 중요한 진동해석 분야에 해당한다. 한국에서도 항공 우주연구원 주관으로 기존 틸트로터 항공기와 유사한 개념의 복합재료 무인 수직이착륙기를 개발하고 있으며 수 년 이내에 성공적인 비행시험을 계획하고 있다. 하지만, 틸트로터 항공기는 유용성에도 불구하고 다양한 형태의 진동 안정성 문제가 유발될 수 있어 구조설계에 많은 어려움이 따른다.

이미 틸트로터 항공기를 개발한 경험이 있는 외국의 경우는 이미 오래전부터 헬플러터 현상에 대한 다양한 연구가 수행되어 왔다.⁽¹⁻²⁾ 한국의 경우도 최근 초음속 항공기의 자체 개발과정을 통해 고정익 항공기 형상에 대한 플러터 해석 기술은 비약적인 발전을 이룰 수 있었다.⁽³⁻⁶⁾ 또한 틸트로터 항공기 형상에 대한 구조진동 해석에 관련된 연구가 수행된 사례가 있으나,⁽⁷⁾ 현재까지도 로터-낙셀 형상에 대한 헬플러터 해석기법 연구는 아직 미비한 실정이다. 따라서 이 연구에서는 헬플러터 관련 독자 해석기술 구축의 초기 필수 단계로 2자유도계 로터-낙셀 형상에 대한 효율적인 헬플러터 해석기법을 구축하고, 이를 이용하여 다양한 설계 매개변수들이 헬플러터 안정성에 미치는 영향을 고찰하고자 한다.

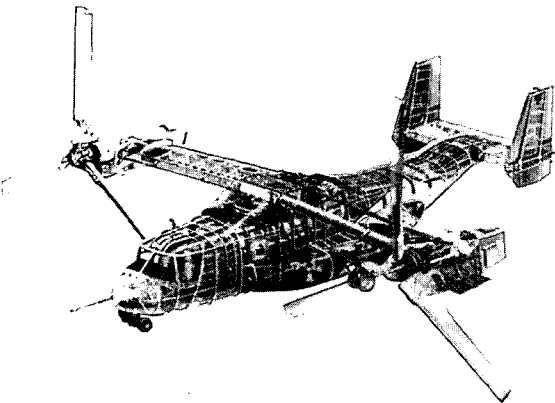


Fig. 1 Structural transparent view of a tilt-rotor aircraft

2. 이론적 배경

2.1 2자유도계 Whirl Flutter 운동방정식

Fig. 2에 보는 바와 같이 헬플러터 해석을 위한 기본적인 동역학적 시스템은 회전으로 인한 자이로스코프 효과와 공력효과를 동시에 받는 로터(프로펠러)가 날개의 특정부분에서 파일런에 의해 단성 지지되는 개념이다. 따라서, 프로펠러의 스핀축은 자유흐름(V)의 방향과 pitch와 yaw 변위가 결합된 각섭동(angular perturbation) 운동을 하게 되며 기본 운동방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{matrix} I_n & 0 \\ 0 & I_n \end{matrix} \begin{matrix} \ddot{\theta}(t) \\ \ddot{\psi}(t) \end{matrix} + \begin{matrix} C_\theta & -I_x\Omega \\ I_x\Omega & C_\psi \end{matrix} \begin{matrix} \dot{\theta}(t) \\ \dot{\psi}(t) \end{matrix} + \begin{matrix} K_\theta & 0 \\ 0 & K_\psi \end{matrix} \begin{matrix} \theta(t) \\ \psi(t) \end{matrix} = \begin{matrix} M_\theta(t, \theta, \dot{\theta}, \psi) \\ M_\psi(t, \psi, \dot{\psi}, \theta) \end{matrix} \quad (1)$$

여기서,

$$M_\theta(t, \theta, \dot{\theta}, \psi) = -M_y + aRL_z \quad (2)$$

$$M_\psi(t, \psi, \dot{\psi}, \theta) = M_z + aRL_y \quad (3)$$

위 식에서 I_n 은 pivot 포인트에 관한 파일런의 각관성 모멘트(angular moment of inertia)를, I_x 는 로터의 극관성 모멘트(polar moment of inertia)를 의미한다. 우변의 M_θ 와 M_ψ 는 공기역학적인 하중에 의해 유발되는 pitch와 yaw 모멘트이다. 고정익이나 회전익에 대한 플러터 현상들은 모두 주위의 유동현상과 구조의 진동현상이 상호 연계되어 되먹임작용

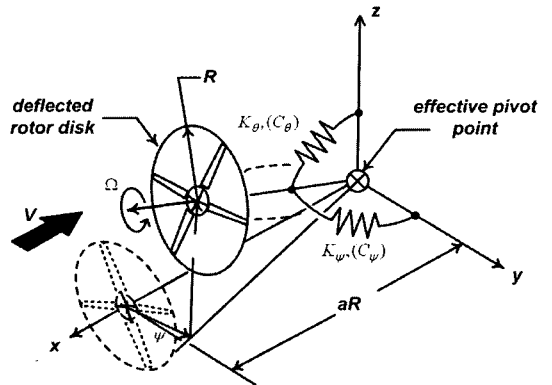


Fig. 2 Schematic view of 2-DOF rotor-nacelle dynamic system

(feedback mechanism)으로 유발되는 진동불안정 현상이다. 따라서 일반 기계진동학에서의 친이진동해석과는 달리 휠플러터 해석을 위해서는 식 (1)의 해를 위한 시간적분 수행시 좌변과 우변을 동시에 연계(coupling)하여 해석을 수행하여야 한다. 이 연구에서는 식 (1)에 대해 시간영역에서의 휠플러터 공탄성 응답을 구하기 위해 Newmark-Beta 수치적분법을 적용하였다.

2.2 Whirl 운동을 고려한 로터 공력하중 계산

이 연구에서는 로터의 회전과 축의 움직임을 동시에 고려한 공기역학적 하중계산을 위해 준정상 strip이론을 적용하였다. 수학적인 공력모델링에서의 고려해야할 특이한 사항들은 로터 섹션에서의 총 유동속도와 로터 디스크면의 면내 방향과 면외 방향으로의 속도요소, 파일런의 pitch와 yaw변위에 기인한 기하학적 받음각 변화와 pitch속도와 yaw속도에 의해 유발되는 섭동속도에 기인한 유입흐름각(inflow angle)의 변화 등이다.

Fig. 3에서와 같이 로터를 정면에서 보면, 로터의 섹션은 특정 방위각(azimuth angle)에 위치한 블레이드 스팬위치 r 상에 위치하게 되는데 pitch와 yaw 운동에 의한 변형된 허브위치가 반영되어야 한다. 따라서, 공력해석을 위한 블레이드 단면에 대한 기하학적 운동 및 유동관계는 Fig. 4와 같이 나타낼 수 있으며, 블레이드 단면에 대한 접선 및 법선방향 속도들은 다음과 같이 나타낼 수 있다.⁽⁸⁾

$$U_T = \Omega r + \dot{s} + V \sin \alpha_1 \quad (4)$$

$$U_P = \dot{w} + V \cos \alpha_1 \quad (5)$$

여기서,

$$\alpha_1 = \psi \sin \Omega t - \theta \cos \Omega t \quad (6)$$

$$\dot{s} = aR\dot{\theta} \cos \Omega t - aR\dot{\psi} \sin \Omega t \quad (7)$$

$$\dot{w} = -r\dot{\psi} \cos \Omega t - r\dot{\theta} \sin \Omega t + \psi r \Omega \sin \Omega t - \theta r \Omega \cos \Omega t \quad (8)$$

로터에서 발생하는 양력을 계산하기 위해 우선 에어포일 단면에서 발생하는 양력을 계산하여야 한다. 임의의 에어포일 단면에서 발생하는 양력을 l_1 이라고 하고 이것을 다음과 같은 식으로 나타낼 수 있다.

$$l_1 = \frac{dL(r, t)}{dr} = \frac{1}{2} \rho U_e^2 (c_l \alpha) c \quad (9)$$

여기서

$$U_e^2 = U_T^2 + U_P^2 \quad (10)$$

$$\alpha = \alpha_0 - \frac{\Omega r}{U^2} w + \frac{V}{U^2} \dot{s} + \frac{V^2}{U^2} \alpha_1 \quad (11)$$

식 (10)과 (11)을 이용하여 식 (9)를 전개하여 고차항은 무시하고 일차항까지 고려하도록 한다.

$$\begin{aligned} l_1 &= \frac{1}{2} \rho c_l c (U^2 + 2V\dot{w} + 2\Omega r \dot{s} + 2V\Omega r \alpha_1) \\ &\quad \cdot \left(\alpha_0 - \frac{\Omega r}{U^2} \dot{w} + \frac{V}{U^2} \dot{s} + \frac{V^2}{U^2} \alpha_1 \right) \\ &= \frac{1}{2} \rho c_l c (V^2 \theta - VaR\dot{\theta} - \Omega r^2 \dot{\psi}) \cos \Omega t \\ &\quad + \frac{1}{2} \rho c_l c (V^2 \psi - VaR\dot{\psi} + \Omega r^2 \dot{\theta}) \sin \Omega t \\ &= A_1 \cos \Omega t + A_2 \sin \Omega t \end{aligned} \quad (12)$$

위의 식 (12)에서는 임의의 블레이드에 대한 l_1 을

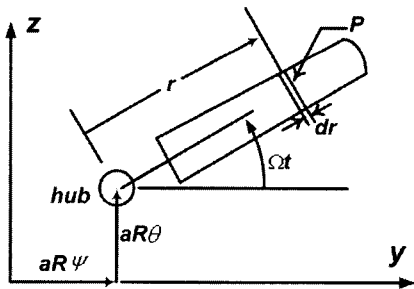


Fig. 3 Front view geometry of deflected hub and radially located typical section

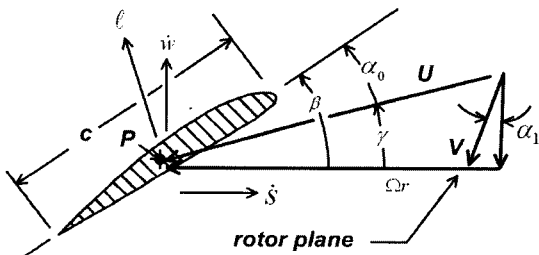


Fig. 4 Air velocity components and airload components at the typical blade section

구하였다. 구한 l_1 을 1번 블레이드 단면의 양력이라고 놓고, 나머지 블레이드 단면들의 양력을 계산한다. 이 연구에서는 4개의 블레이드를 갖는 로터를 가정하였는데, 맞은편에 위치한 2번 블레이드는 1번 블레이드 위치와 $\Omega t + \pi$ 만큼 차이가 나게 되므로 2번 블레이드 단면의 양력은 다음과 같이 계산된다.

$$l_2 = -l_1 = A_1 \cos \Omega t - A_2 \sin \Omega t \quad (13)$$

위와 같은 방식으로 $(\Omega t + \frac{\pi}{2})$ 에 위치한 3번 블레이드와 $(\Omega t + \frac{3\pi}{2})$ 에 위치한 4번 블레이드 단면의 양력을 계산하면 다음과 같다.

$$l_3 = A_1 \sin \Omega t + A_2 \cos \Omega t \quad (14)$$

$$l_4 = -l_3 = -A_1 \sin \Omega t - A_2 \cos \Omega t \quad (15)$$

회전하는 비정상 프로펠러의 공기역학적 축방향 하중과 모멘트를 구하기 위해서는 단면의 양력을 토크와 추력성분으로 나누어 계산하였다. 이 성분들은 y, z축의 측면 힘(l_y, l_z)과 y, z축에 관한 모멘트($\Delta M_y, \Delta M_z$)에 의해 발생하게 되며, 식 (12)~(15)를 이용하여 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} l_y &= l_1 \sin \gamma \sin \Omega t - l_2 \sin \gamma \sin \Omega t + l_3 \sin \gamma \cos \Omega t \\ &\quad - l_4 \sin \gamma \cos \Omega t \\ &= 2 \sin \gamma (l_1 \sin \Omega t + l_3 \cos \Omega t) \end{aligned} \quad (16)$$

$$= \rho c_l c \left(\frac{V}{U} \right) (V^2 \psi - VaR\dot{\psi} + \Omega r^2 \theta)$$

$$\begin{aligned} l_z &= -l_1 \sin \gamma \cos \Omega t + l_2 \sin \gamma \cos \Omega t + l_3 \sin \gamma \sin \Omega t \\ &\quad - l_4 \sin \gamma \sin \Omega t \\ &= 2 \sin \gamma (-l_1 \cos \Omega t + l_3 \sin \Omega t) \\ &= \rho c_l c \left(\frac{V}{U} \right) (V^2 \theta - VaR\dot{\theta} - \Omega r^2 \dot{\psi}) \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \Delta M_y &= r \left(\frac{\Omega r}{V} \right) l_y \\ &= \rho c_l c \left(\frac{\Omega}{U} \right) (V^2 r^2 \psi - VaRr^2 \dot{\psi} + \Omega r^4 \theta) \end{aligned} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} \Delta M_z &= r \left(\frac{\Omega r}{V} \right) l_z \\ &= \rho c_l c \left(\frac{\Omega}{U} \right) (V^2 r^2 \theta - VaRr^2 \dot{\theta} - \Omega r^4 \dot{\psi}) \end{aligned} \quad (19)$$

식 (16)~(19)을 보면 $\sin \Omega t$ 와 $\cos \Omega t$ 성분은 더 이상 나타나지 않음을 알 수 있다. 이 식들을 이용하여 프로펠러 허브에 작용하는 공기역학적인 힘과 모

멘트의 총합을 구하기 위해 로터 블레이드의 반지름 R 에 대하여 적분한다.

$$\begin{aligned} L_y &= \int_0^R l_y dr = \rho c_l c \left(\frac{V}{U} \right) \\ &\quad \times V^2 \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \psi - VaR \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \dot{\psi} \\ &\quad + \frac{\Omega}{2} \left(R \sqrt{R^2 + \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2} - \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2 \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \right) \dot{\theta} \end{aligned} \quad (20)$$

$$\begin{aligned} L_z &= \int_0^R l_z dr = \rho c_l c \left(\frac{V}{U} \right) \\ &\quad \times V^2 \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \theta - VaR \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \dot{\theta} \\ &\quad - \frac{\Omega}{2} \left(R \sqrt{R^2 + \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2} - \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2 \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \right) \dot{\psi} \end{aligned} \quad (21)$$

$$\begin{aligned} M_y &= \int_0^R \Delta M_y dr = \rho c_l c \\ &\quad \times \frac{V^2}{2} \left(R \sqrt{R^2 + \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2} - \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2 \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \right) \psi \\ &\quad - \frac{aVR}{2} \left(R \sqrt{R^2 + \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2} - \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2 \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \right) \dot{\psi} \\ &\quad + \frac{\Omega}{8} \left(\sqrt{R^2 + \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2} \left(-\frac{3V^2 R}{\Omega^2} + 2R^3 \right) \right. \\ &\quad \left. + 3 \left(\frac{V}{\Omega} \right)^4 \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \right) \dot{\theta} \end{aligned} \quad (22)$$

$$\begin{aligned} M_z &= \int_0^R \Delta M_z dr = \rho c_l c \\ &\quad \times \frac{V^2}{2} \left(R \sqrt{R^2 + \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2} - \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2 \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \right) \theta \\ &\quad - \frac{aVR}{2} \left(R \sqrt{R^2 + \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2} - \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2 \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \right) \dot{\theta} \\ &\quad - \frac{\Omega}{8} \left(\sqrt{R^2 + \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2} \left(-\frac{3V^2 R}{\Omega^2} + 2R^3 \right) \right. \\ &\quad \left. + 3 \left(\frac{V}{\Omega} \right)^4 \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \right) \dot{\psi} \end{aligned} \quad (23)$$

상기 과정에서 구해진 식 (20)~(23)을 식 (2)와 식 (3)에 각각 대입하여 정리하면 다음과 같이 공기역학적인 모멘트를 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} M_\theta &= -M_y + aRL_z \\ &= \rho c_l c \left[-\frac{\Omega}{8} \sqrt{R^2 + \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2} \left(-\frac{3V^2 R}{\Omega^2} + 2R^3 \right) \right. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & + \left(\frac{3V^4}{8\Omega^3} + \frac{a^2 R^2 V^2}{\Omega} \right) \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \dot{\theta} \\
 & + \frac{aRV^3}{\Omega} \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \theta \\
 & - \frac{V^2}{2} \left[R \sqrt{R^2 + \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2} - \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2 \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \right] \dot{\psi} \\
 & + \frac{aRV^3}{\Omega} \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \psi + \frac{V^2}{2} \\
 & \left[R \sqrt{R^2 + \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2} - \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2 \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \right] \theta
 \end{aligned} \tag{24}$$

$$\begin{aligned}
 M_\psi & = M_z + aRL\psi \\
 & = \rho c_l c - \left\{ \frac{\Omega}{8} \sqrt{R^2 + \left(\frac{\Omega}{V} \right)^2} \left(-\frac{3V^2 R}{\Omega^2} + 2R^3 \right) \right. \\
 & + \left(\frac{3V^4}{8\Omega^3} + \frac{a^2 R^2 V^2}{\Omega} \right) \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \dot{\psi} \\
 & + \frac{aRV^3}{\Omega} \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \psi + \frac{V^2}{2} \\
 & \left. \left[R \sqrt{R^2 + \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2} - \left(\frac{V}{\Omega} \right)^2 \sinh^{-1} \left(\frac{\Omega R}{V} \right) \right] \theta \right\}
 \end{aligned} \tag{25}$$

3. 해석결과 및 검토

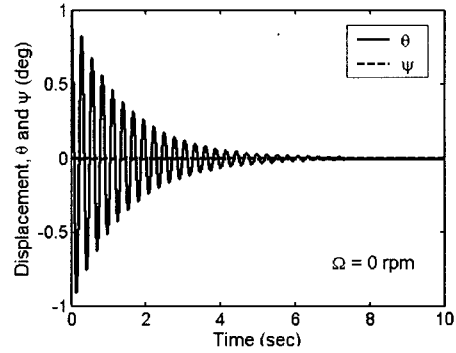
이 연구에서는 Fig. 2와 같은 2자유도계 로터-낫셀 시스템에 대한 휠플러터 해석을 수행하고 특성을 검토하였다. 휠플러터 해석에 고려한 모델의 각 매개변수 값들은 Table 1에 제시되어 있다.

Fig. 5는 서로 다른 로터 회전속도에서의 pitch와 yaw 자유도에 대한 고유진동 응답을 보여주고 있으며, 응답을 위한 초기조건은 $\theta_0 = 1, \psi_0 = 0$ 을 부가하였다. 식 (2)를 보면 로터 회전속도가 감쇠행렬 [C]에 영향을 주고 있음을 알 수 있는데, 그림의 시간응답에서 회전속도가 증가하게 되면 고유진동수는 감소하는 경향을 보이게 됨을 확인할 수 있다.

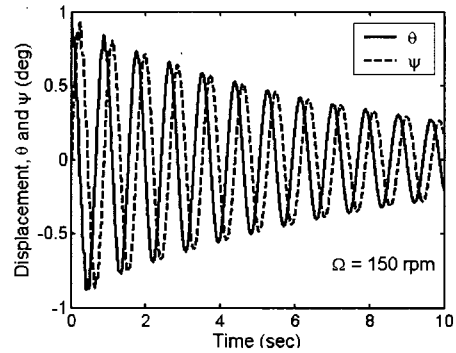
Table 1 Tiltrotor airplane parameters

I_n	580(slug · ft ²)	Ω	0~400 rpm
I_x	2400(slug · ft ²)	V	100~300(ft/sec)
C_θ	800(lb · ft · s/rad)	R	10(ft)
C_ψ	800(lb · ft · s/rad)	c_0	2.2(ft)
K_θ	30×104(lb · ft/rad)	c_h	5.85
K_ψ	30×104(lb · ft/rad)	b	4
a	0~2.0		

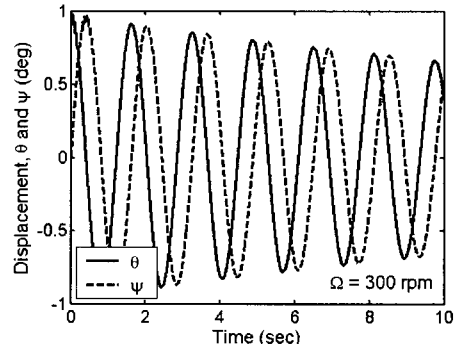
Fig. 6은 로터 회전속도 변화에 대한 고유진동수 변화를 보여주고 있다. 로터회전 속도와 전진비행 속도가 있는 조건에 대해 휠플러터 공탄성 응답을 계산하였다. Fig. 7은 비행속도가 180 ft/s이고 로터 회전속도(Ω)가 300 rpm인 경우에 대한 시간응답과 상응하는 위상도를 보여주고 있다. 기타 기본 파라미터들은 Table 1에 제시되어 있는 값을 사용하였으며, 초



(a) $\Omega = 0$ rpm



(b) $\Omega = 150$ rpm



(c) $\Omega = 300$ rpm

Fig. 5 Natural vibration responses for different rotor speeds

기조건은 $\theta_0 = 1, \psi_0 = 0$ 이 부가된 경우이다. 그림을 보면 이 비행조건에 대해서는 안정한 헬플러터 응답을 보임을 알 수 있다.

Fig. 8은 비행속도가 Fig. 7과 동일한 로터 회전속

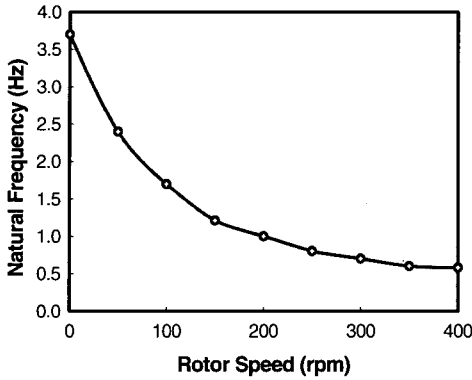
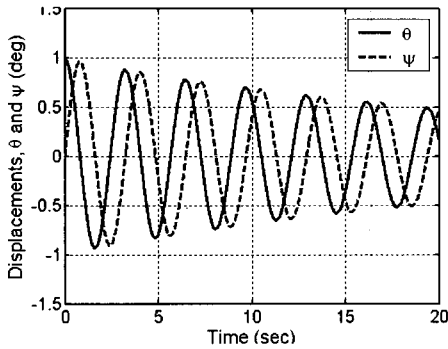
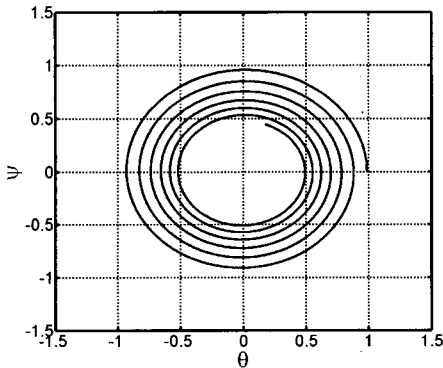


Fig. 6 Variation of natural frequency for different rotor speeds



(a) Time response

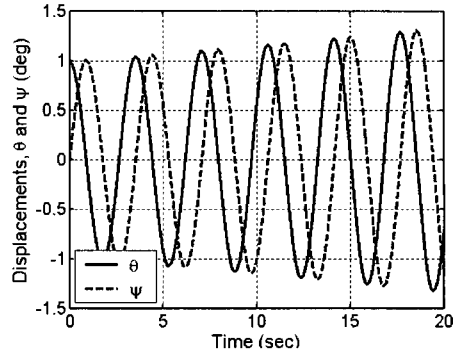


(b) Phase diagram

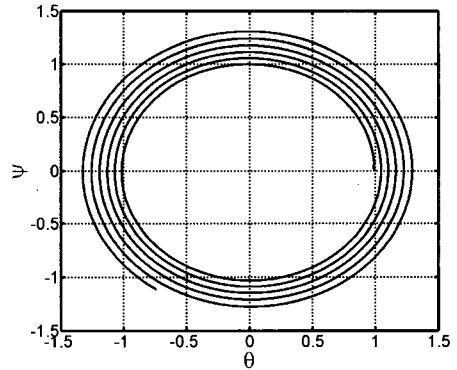
Fig. 7 Converged whirl flutter aeroelastic responses ($V=180$ ft/sec, $\Omega=300$ rpm)

도(Ω)에 대해 비행속도가 187 ft/s인 경우에 대한 응답과 위상도를 나타내고 있다. 이 경우는 불안정한 헬플러터 응답을 보임을 알 수 있다.

Fig. 9는 pitch 및 yaw 강성변화가 헬플러터 안정성에 미치는 영향을 고찰한 것이다. 이 경우에 대한



(a) Time response



(b) Phase diagram

Fig. 8 Diverged whirl flutter aeroelastic responses ($V=187$ ft/sec, $\Omega=300$ rpm)

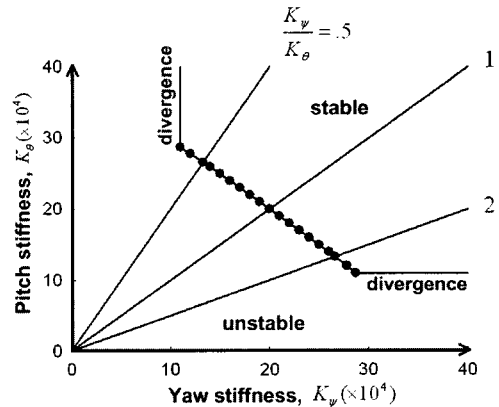


Fig. 9 Effect of pitch and yaw stiffness for whirl flutter stability

해석조건은 비행속도가 $V=150$ ft/s이며, 로터회전 속도 $\Omega=250$ rpm ($V/\Omega R = 0.573$)인 경우이다. 그림을 보면 yaw나 pitch 강성이 일정 값 이하가 되면, 윙플러터 현상과 같은 동적 불안정성에 앞서 정적 발산응

답이 나타남을 알 수 있다. 또한 pitch 와 yaw 방향으로의 강성이 만족되지 않는 경우 윙플러터 불안정 영역이 존재하게 됨을 알 수 있다. 이 그림은 의 경향성은 매개변수를 바꾸어도 비슷하게 유지된다.

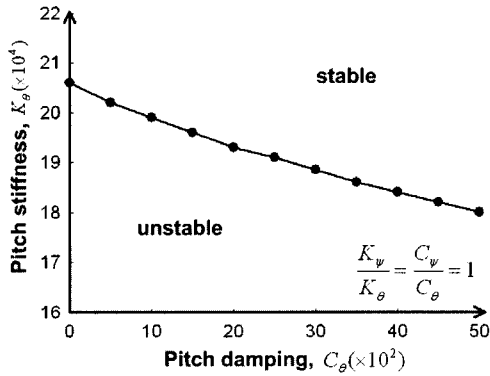


Fig. 10 Effect of pitch damping for whirl flutter stability

Fig. 10은 pitch방향 감쇠계수가 윙플러터 안정성에 미치는 영향을 고찰한 것이다. 그림을 보면 pitch 방향 감쇠계수가 커지게 되면 윙플러터 안정성 유지를 위한 pitch 방향으로 요구되는 강성이 줄어드는 경향을 보임을 알 수 있다.

Fig. 11은 허브에서 피봇 지점까지의 거리가 윙플러터 안정성에 미치는 경향성을 고찰한 것이다. 이 모델의 경우 피봇 거리가 증가되면 오히려 윙플러터 안정성이 다소 증가되는 경향성을 보임을 알 수 있다. 하지만, 해석 모델에 따라 특정 거리 이상이 되면 다시 심한 불안정을 초래할 수 있는 설계변수이므로 실제 설계에서는 엄격한 해석을 통하여 안정성이 유지되는 범위를 확인할 필요가 있다. 이는 아래의 Fig. 12에서도 일부 확인가능하다.

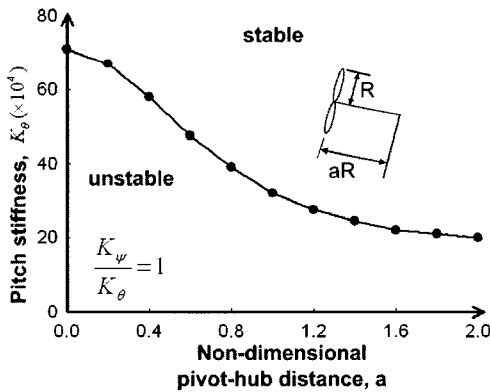


Fig. 11 Effect of pivot-hub distance for whirl flutter stability

Fig. 12는 비행속도와 로터 회전속도가 플러터 안정성에 미치는 영향을 고찰한 것이다. 그림을 보면 로터 회전속도가 증가하게 되면 윙플러터 안정성 유지를 위한 비행속도는 낮아져야 함을 알 수 있다. 반대로 비행속도가 빠른 조건에서는 로터 회전속도가 낮아지는 경향성을 보임을 알 수 있다.

4. 결 론

이 연구에서는 윙플러터 해석을 위해 고려한 2자유도계 로터-낙셀 시스템은 자이로스코프 효과와 공력 효과를 동시에 받는 로터(프로펠러)가 날개의 특정부분에서 파일런에 의해 탄성 지지되는 개념을 고려하였다. 또한 프로펠러의 스핀축이 자유흐름(V)의 방향과 pitch와 yaw변위가 결합된 각섭동(angular perturbation) 운동 영향을 고려하여 해석을 수행하였다. 자체적으로 개발한 해석프로그램을 활용하여 주요 설계변수가 플러터 안정성에 미치는 영향을 효과적으로 고찰하였다. 항공기의 속도나 로터 회전속도가 증가하면 윙플러터 불안정성은 증대되며, yaw 및 pitch 강성이 커질수록 윙플러터 안정성은 증가되며, 어느 하나가 커지면 나머지 하나가 작아져도 윙플러터 안정성을 만족시키는 경향성을 보인다. 특이한 점은 허브에서 피봇 지점까지의 거리에 대한 영향인데,

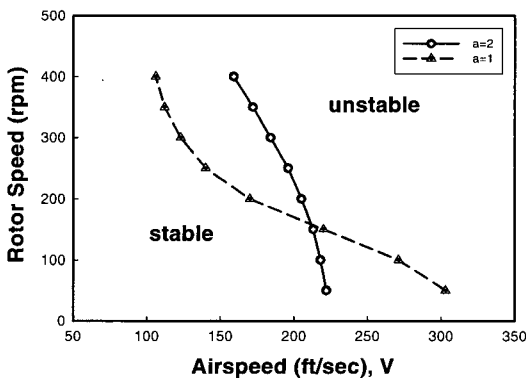


Fig. 12 Effect of airspeed and rotor speed for stable

피봇 지점이 먼 경우가 더 좋은 안정성을 보였다. 이 연구에서 개발한 해석프로그램은 매우 복잡한 헬플러터 현상에 대해 가장 기본적이고 중요한 설계변수를 대부분 고려하여 매우 빠른 수치계산이 가능한 장점이 있다. 따라서, 향후 틸트로터 및 프로펠러 항공기의 개발과정에서 헬플러터 안정성 검증을 위한 설계변수 영향연구에 유용하게 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

이 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프런티어 연구사업(스마트무인기기술개발) 및 지방대학혁신역량강화(NURI)사업의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사를 표하는 바입니다.

참 고 문 헌

- (1) Kvatnik, R. G., 1992, "A Historical Overview of Tiltrotor Aeroelastic Research at Langely Research Center," NASA TM 107578.
- (2) Kunz, D. L., 2002, "Analysis of Pro-Rotor Whirl Flutter: Review and Update," 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference and Exhibit, 22-25 April 2002, Denver, Colorado, AIAA Paper 2002-1602.
- (3) 김동현, 권혁준, 이 인, 권오준, 백승길, 현용희, 2002, "고속 병렬처리 기법을 이용한 전기체 항공기 형상의 천음속/초음속 비선형 플러터 안정성 예측," 한국항공우주학회지, 제 30 권, 제 8 호, pp. 46~55.
- (4) 김동현, 권혁준, 이 인, 권오준, 백승길, 현용희, 2002, "고속 병렬처리 기법을 이용한 전기체 항공기 형상의 천음속/초음속 비선형 플러터 안정성 예측," 한국항공우주학회지, 제 30 권, 제 8 호, pp. 46~55.
- (5) Kim, D. H., Kwon, H. J. and Lee, I., 2003, "Virtual Flutter Test of a Full Configuration Aircraft with Pylon/External Stores," KSAS International Journal, Vol. 4, No. 1, pp. 34~44.
- (6) Kim, D. H., Park, Y. M., Lee I. and Kwon O. J., 2005, "Nonlinear Aeroelastic Computation of a Wing/ Pylon/Finned-Store Using Parallel Computing," AIAA Journal, Vol. 43, No. 1, pp. 53~62.
- (7) 김동현, 정세운, 구교남, 김성준, 김성찬, 이주영, 최익현, 이정진, 2005, "틸트로터 허브 동하중을 고려한 복합재 스마트 무인기 진동해석", 한국소음진동공학회논문집, 제 15 권, 제 1 호, pp. 63~71.
- (8) Bielawa, R. L., 1992, "Rotary Wing Structural Dynamics Aeroelasticity," American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., United States of America.