

비행궤적 추종 시뮬레이션을 통한 탠덤형 헬리콥터의 기동 하중

민병문*

*인하공업전문대학 항공기계공학과

e-mail:bmmin@inhac.ac.kr

Maneuvering Loads of Tandem Helicopter using Flight Trajectory Tracking Simulation

Byoung-Mun Min*

*Dept. of Aeronautical & Mechanical Engineering, Inha Technical College

요약

본 논문에서는 비행궤적 추종 시뮬레이션을 기반으로 탠덤(tandem)형 헬리콥터의 기동 하중에 대하여 간략한 해석을 수행하였다. 이를 위하여 탠덤형 헬리콥터의 6-자유도 비선형 운동 모델을 구현하고, 고도와 헤딩 및 종방향, 횡방향의 기준궤적 추종이 가능한 제어기를 설계하여 결합하였다. 마지막으로 다양한 종방향 및 횡방향 기동을 위한 기준궤적을 생성하고 해당 궤적을 추종하는 과정에서 동체에 가해지는 기동 하중을 분석하였다.

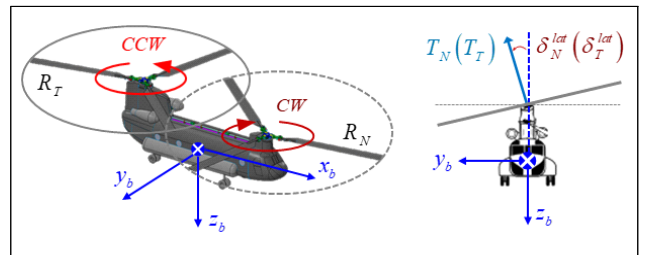
1. 서론

일반적으로 항공기 하중해석은 비행체 중량이 분포되어 있는 전기체 유한요소모델을 작성하고 항공기 형상과 동일한 공력모델을 결합하여 운용 중에 발생할 수 있는 다양한 기동들에 대하여 공력하중과 각 방향 가속도에 의한 관성하중의 조합으로 비행체 구조에 작용하는 하중을 상용 소프트웨어를 활용하여 해석[1,2]하게 된다. 헬리콥터의 경우에는 주로터와 꼬리 로터를 구성하는 블레이드의 공력 데이터, 동적 후류(wake), 관절형 로터 시스템의 플래핑(flapping), 리드-래그(lead-lag) 운동 등의 요소가 포함되기 때문에 고정익 항공기에 비해 좀 더 복잡하게 구성된다. 이러한 헬리콥터의 기동해석은 동적 모델을 CAMRAD II와 같은 상용 소프트웨어를 사용하여 구성하고 트립 및 과도해석을 통해 하중해석을 수행하는 연구[3,4]가 진행되었다. 또한 역비행 동적 시뮬레이션(inverse flight dynamic simulation) 기법을 통해 기동해석 조건에 맞는 조종입력 값을 산출하여 해석을 수행하는 연구[5,6]가 제시되었다. 본 연구에서는 다양한 기동에 맞도록 미리 설정된 기준 궤적을 추종하면서 기동 과정에서의 하중 변화를 고찰하였다. 이를 위해 참고문헌 [6]에 제시된 기동 모델을 적용하였으며, 탠덤형 헬리콥터의 6-자유도 비선형 운동 모델을 기반으로 기준 궤적 추종이 가능한 제어기를 설계하여 결합하였다.

2. 탠덤형 헬리콥터 운동 모델

2.1 대상 헬리콥터 및 비선형 운동 모델

본 연구에서 고려한 탠덤형 헬리콥터는 보잉에서 개발한 CH-47 Chinook 헬리콥터로 동체 좌표계의 정의와 각 로터의 회전 방향은 그림 1에 도시하였는데, 각 로터는 횡방향 사이클릭(cyclic) 운동만 가능하다고 가정하였다. 또한 대상 헬리콥터의 기본 제원은 표 1에 정리하였다.



[그림 1] 동체 좌표계 정의 및 로터의 횡방향 사이클릭 운동

[표 1] CH-47 Chinook 헬리콥터 기본 제원

Rotor Diameter		18.29 m	Rotor Speed	225 RPM
MOI	I_{xx}	18,200 kg·m ²	Empty Weight	11,549 kg
	I_{yy}	250,600 kg·m ²	Fuselage Length	16.0 m
	I_{zz}	257,100 kg·m ²	Fuselage Width	3.78 m
	I_{xz}	1,600 kg·m ²	Fuselage Height	5.77 m

먼저 대상 헬리콥터가 강체(rigid body)이고 $x_b z_b$ 평면에 대해 대칭이라는 가정하에 뉴턴의 운동 법칙을 적용하면 비선형 6-자유도 운동방정식은 다음과 같이 표현된다.

Force Equation

$$\begin{aligned} m(\dot{u} + qw - rv) + mg\sin\theta &= X \\ m(\dot{v} + ru - pw) - mg\sin\phi\cos\theta &= Y \\ m(\dot{w} + pv - qu) - mg\cos\phi\cos\theta &= Z \end{aligned} \quad (1)$$

Moment Equation

$$\begin{aligned} I_{xx}\dot{p} - (I_{yy} - I_{zz})qr - I_{xz}(pq + \dot{r}) &= L \\ I_{yy}\dot{q} - (I_{zz} - I_{xx})pr + I_{xz}(p^2 - r^2) &= M \\ I_{zz}\dot{r} - (I_{xx} - I_{yy})pq + I_{xz}(q\dot{r} - \dot{p}) &= N \end{aligned} \quad (2)$$

Kinematics Equation

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \dot{\phi} - \dot{\psi}\sin\theta \\ \dot{q} &= \dot{\theta}\cos\phi + \dot{\psi}\sin\phi\cos\theta \\ \dot{r} &= \dot{\psi}\cos\phi\cos\theta - \dot{\theta}\sin\phi \end{aligned} \quad (3)$$

식 (1)과 식 (2)에서 (X, Y, Z) 와 (L, M, N) 은 동체 좌표계 각 축 방향의 외부 힘과 모멘트의 합이다. 여기서 로터 추력에 의한 힘과 모멘트는 다음과 같이 모델링할 수 있다[7].

$$\begin{bmatrix} X_T \\ Y_T \\ Z_T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ T_n \sin(\delta_n^{lat}) + T_t \sin(\delta_t^{lat}) \\ -T_n \cos(\delta_n^{lat}) - T_t \cos(\delta_t^{lat}) \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} L_T \\ M_T \\ N_T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_n \sin(\delta_n^{lat}) \cdot l_n^z + T_t \sin(\delta_t^{lat}) \cdot l_t^z \\ T_n \cdot l_n^x - T_t \cdot l_t^x \\ T_n \sin(\delta_n^{lat}) - T_t \sin(\delta_t^{lat}) \end{bmatrix} \quad (5)$$

식 (4)와 식 (5)에서 아래 첨자 대문자 T 와 소문자 n, t 는 각각 추력(thrust), Nose Rotor, Tail Rotor를 의미하며, δ^{lat} 은 로터의 횡방향 사이클릭 각도를 나타낸다. 또한 로터의 추력과 로터 회전에 의한 반토크는 다음과 같이 표현된다.

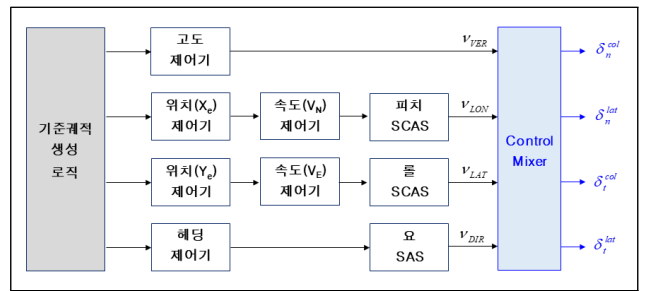
$$T_i = C_T(\delta_i^{col})\rho A_i \Omega_i^2 R_i^2 \quad (6)$$

$$Q_i = C_Q \rho (\Omega_i R_i)^2 \pi R_i^3 \quad (7)$$

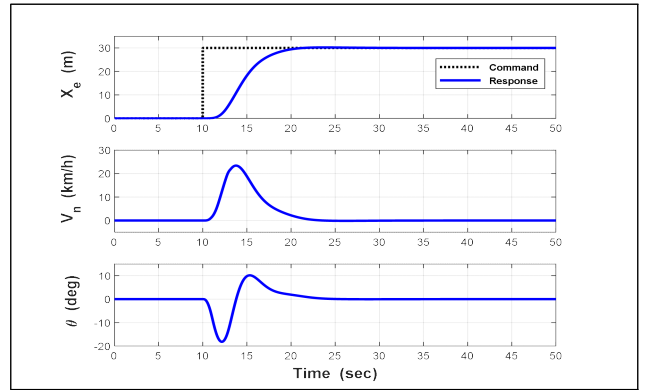
식 (6)과 식 (7)에서 아래 첨자 i 는 n, t 를 의미하며, C_T 와 C_Q 는 각각 추력 계수와 토크 계수를 나타낸다. 그리고 A 와 Ω 는 각각 각 로터 회전면의 면적과 각 로터의 회전수이다.

2.2 기준계적 추종 제어기 설계

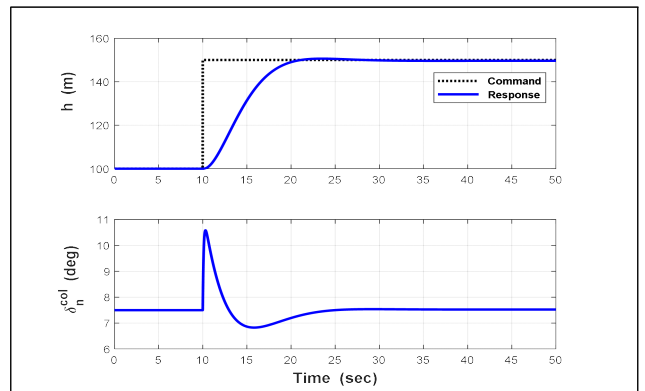
본 연구에서는 기준계적을 추종하는 시뮬레이션을 통해 지정된 몇 가지 비행 상황에서의 기동 하중을 고찰하였는데, 이를 위해 기준계적 추종이 가능한 제어기를 설계하였다. 본 연구에서 설계된 제어기 구조는 그림 2에 도시된 바와 같은데, 종방향은 고도와 NED(North-East-Down) 좌표계의 X-축 방향 위치를 제어하고 횡방향은 NED 좌표계의 Y-축 방향 위치와 헤딩을 제어하도록 구성하였다. Control Mixer는 제어기 명령을 Nose 및 Tail 로터의 콜렉티브(Collective) 피치 각도와 횡방향 사이클릭(Cyclic) 각도를 변경시키도록 분배하는 기능을 한다. 종방향 제어기의 기본 성능은 그림 3과 그림 4에 도시하였다.



[그림 2] 기준계적 추종을 위한 제어기 구조



[그림 3] 종방향 위치 제어기 기본 성능



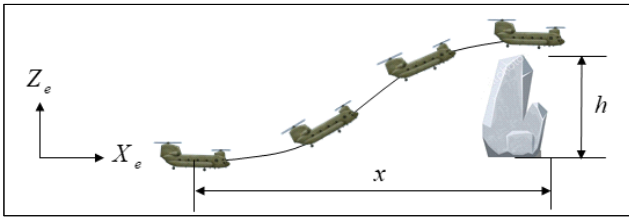
[그림 4] 종방향 고도 제어기 기본 성능

3. 기동을 위한 기준궤적

본 논문에서는 참고문헌 [5]에 제시된 기동모델을 적용하여 기동 하중을 분석하였는데, Pop-up 기동, Hurdle-hop 기동, Pull-up 기동을 고려하였다.

Pop-up 기동

Pop-up 기동은 그림 5와 같이 수평 거리에 걸쳐 고도를 신속하게 제어하여 장애물을 회피하는 기동으로 전진 방향 속도는 일정하게 유지해야 한다. Pop-up 기동을 위한 기준 비행궤적은 식 (8)과 식 (9)의 다항식 형태로 표현할 수 있다.



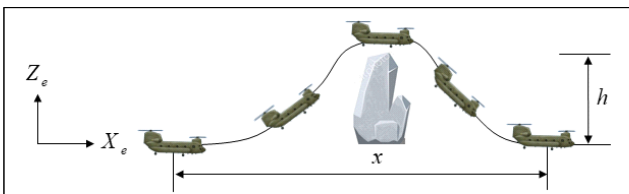
[그림 5] Pull-up 기동

$$Z_e(t) = -h \left[6 \left(\frac{t}{t_m} \right)^5 - 15 \left(\frac{t}{t_m} \right)^4 + 10 \left(\frac{t}{t_m} \right)^3 \right] \quad (8)$$

$$\dot{X}_e(t) = \sqrt{V_f^2 - \dot{Z}_e(t)^2} \quad (9)$$

Hurdle-hop 기동

Hurdle-hop 기동은 그림 6에 도시된 것과 같이 Pop-up 기동과 유사하지만 h 높이의 장애물을 회피하고 지정된 거리에서 원래 고도로 돌아오는 기동이다. Hurdle-hop 기동을 위한 수직축 기준 비행궤적은 식 (10)과 같고 전진방향 속도는 식 (9)와 동일하다.

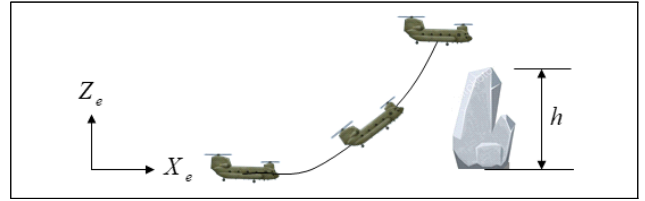


[그림 6] Hurdle-hop 기동

$$Z_c(t) = -64h \left[\left(\frac{t}{t_m} \right)^3 - 3 \left(\frac{t}{t_m} \right)^2 + 3 \left(\frac{t}{t_m} \right) - 1 \right] \left(\frac{t}{t_m} \right)^3 \quad (10)$$

Pull-up 기동

Pull-up 기동은 지형 회피 기동으로 고속 정상 비행(steady flight) 상태에서 헬리콥터 피치를 올려 빠르게 고도를 확보하는 기동으로 그림 7에 도시된 바와 같다. Pull-up 기동을 위한 수직축 기준 비행궤적은 식 (11)과 같고 전진방향 속도는 식 (9)와 동일하다.

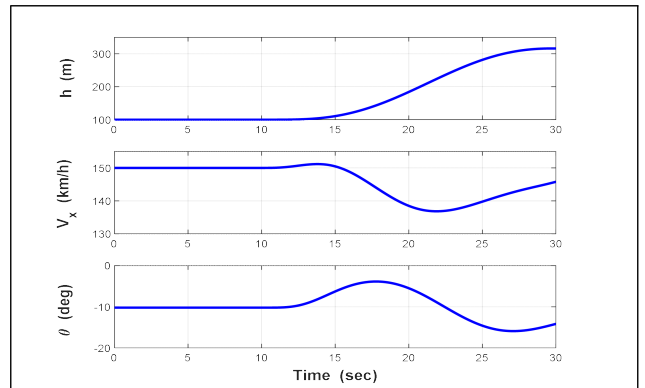


[그림 7] Pull-up 기동

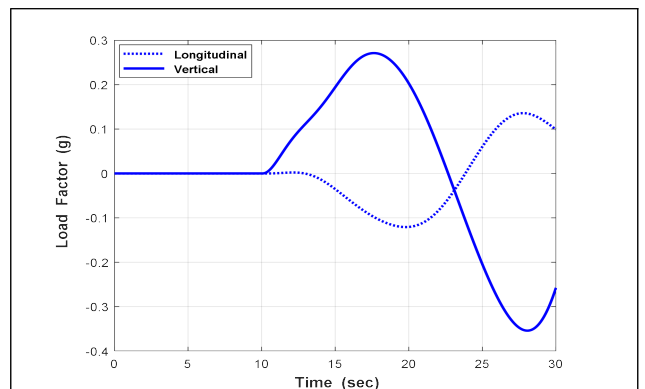
$$Z_e(t) = -0.047(t)^4 + 0.507(t)^3 + 7.21(t)^2 - 2.429t + 1.9725 \quad (11)$$

4. 시뮬레이션을 통한 기동하중 분석

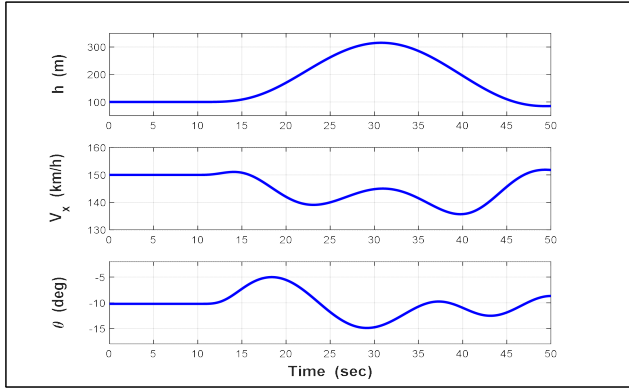
본 연구에서는 식 (8) ~ 식 (11)과 같이 표현된 기준 비행궤적을 생성하여 그림 2와 같은 구조로 설계된 탠덤형 헬리콥터의 비행 제어가 해당 기준 비행궤적을 추종하는 과정에서 기동 하중의 변화를 분석하였다. 초기 고도 100m, 전진 속도 150km/h의 수평비행 상태에서 10sec 이후 기동을 시작하도록 시뮬레이션을 수행하였으며, 각 기동의 결과는 그림 8 ~ 그림 13에 도시하였다. 각 기동에서 하중 계수의 변화는 참고문헌 [5]에 제시된 결과와 유사한 결과를 도출할 수 있음을 확인하였다.



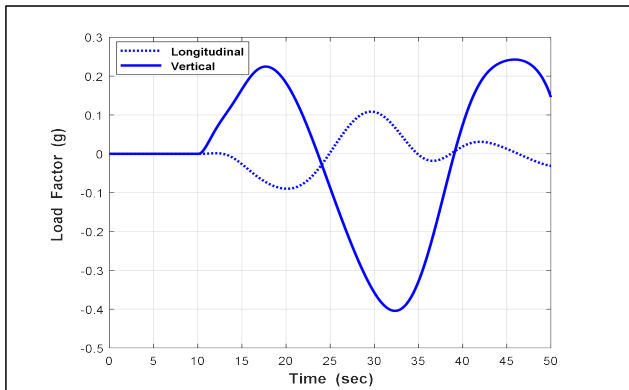
[그림 8] 고도, 속도, 피치각 변화 (Pop-up 기동)



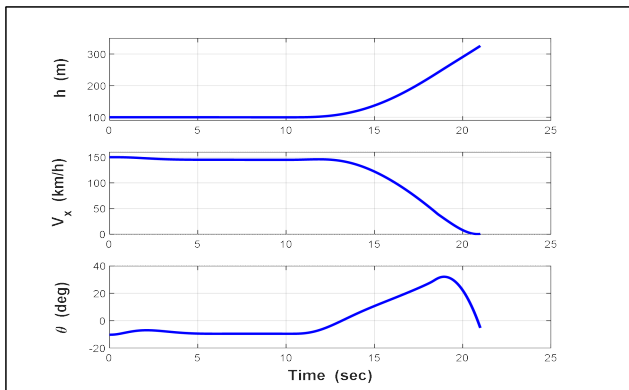
[그림 9] 종축 및 세로축 하중 계수 변화 (Pop-up 기동)



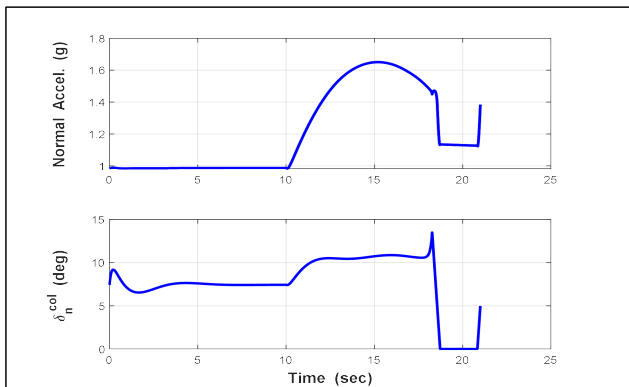
[그림 10] 고도, 속도, 피치각 변화 (Hurdle-hop 기동)



[그림 11] 종축 및 세로축 하중 계수 변화 (Hurdle-hop 기동)



[그림 12] 고도, 속도, 피치각 변화 (Pull-up 기동)



[그림 13] 수직 가속도 및 콜렉티브 피치 변화 (Pull-up 기동)

5. 결론

본 연구에서는 기준 비행궤적 추종 방식의 비선형 시뮬레이션을 통해 기동 중 로터의 하중 변화를 분석하였다. 시뮬레이션 결과 기동 하중 분석에서 많이 사용되고 있는 역비행 동적 시뮬레이션 해석 결과와 유사한 결과를 도출할 수 있었다. 역비행 동적 시뮬레이션의 경우 제어기에 의한 지연 특성을 고려하기 어렵지만, 본 연구에서 수행한 기준 비행궤적 추종 방식의 경우 제어기가 포함된 시뮬레이션이기 때문에 제어 시스템에 의한 응답 지연 효과도 함께 고려된 결과가 도출 가능하고 생각된다. 추후 연구에서는 운동 모델의 충실도 (fidelity) 향상을 위해 로터의 플레핑(flapping) 운동을 고려하고, 횡방향 Slalom 기동 및 Pirouette 기동 등 횡방향 비행에 따른 기동 하중도 추가적으로 분석하고자 한다.

참고문헌

- [1] 장세용 외, “소형 항공기 비행하중 해석에 대한 연구”, 항공우주시스템학회 2019년도 추계학술대회논문지, 11월, 2019년.
- [2] 신정우 외, “성층권 태양광 드론 비행하중해석”, 2022년 한국산학기술학회 추계 학술대회논문집, pp. 805-807, 2022년.
- [3] 김도형 외, “한국형 기동헬기 자동회전 비행 하중 해석”, 한국항공우주학회 2007년도 추계학술발표회 논문집, pp. 758-763, 11월, 2007년.
- [4] 박구환 외, “한국형 기동헬기의 대칭형 기동하중 해석”, 한국항공우주학회 2007년도 추계학술발표회 논문집, pp. 728-731, 11월, 2007년.
- [5] R. Prasad and Abhishek, “Development and Validation of Inverse Flight Dynamics Simulation for Helicopter Maneuver”, 4th Asian/Australian Rotorcraft Forum, Nov. 2015.
- [6] G. Li and Y. Cao, “A Novel Inverse Simulation Method of Helicopter Maneuvering Flight”, Applied Sciences, Vol. 13, Issue 12, 2023.
- [7] A. Dzul, T. Hamel, and R. Lozano, “Nonlinear Control for a Tandem Rotor Helicopter”, IFAC 15th Triennial World Congress, pp. 229-234, 2002.