



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(3), 217-224(2020)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.3.217

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

헬리콥터 비행 제어시스템의 피드백 제어 이득 한계에 대한 로터 플랩 동역학의 영향성 분석

양창덕¹, 이승덕¹, 정동우²

Analytical Investigation of the Influence of Rotor Flap Dynamics on Helicopter Flight Control System Feedback Gain Limit

Chang Deok Yang¹, Seung Deok Lee¹ and Dong Woo Jung²

Dept. of Avionics, Korea Aerospace Industries, LTD

ABSTRACT

The use of a high gain flight control system to achieve high bandwidth performance increase the instability of a helicopter. To investigate these phenomena numerically, high fidelity EC155B1 helicopter model and simplified flight control system that include actuator, digital processor and noise rejection filter was developed. A study conducts an analytical investigation of roll axis stability of the helicopter model as feedback gain increases. And this study analyzes roll-rate and roll-attitude feedback gains limited by rotor flap mode. The results indicate that the phase delays caused by the filter can severely limit the usable values of the roll-rate and roll-attitude feedback gains.

초 록

고-대역폭(High Bandwidth)의 헬리콥터 반응특성을 위한 높은 수준의 피드백 제어 게인의 사용은 로터 모드에 의해 항공기의 불안정성이 증가한다. 본 논문에서는 EC155B1 헬리콥터 모델링을 수행하고 이를 이용하여 롤 축의 각속도 및 자세 피드백 게인의 증가에 따른 항공기의 안정성을 분석하였다. 그리고 로터 플랩 모드에 의해 제한되는 롤 축 각속도 및 자세 피드백 제어 게인을 검토하였다. 또한 노이즈 제거 필터의 사용으로 비행 제어시스템의 위상지연이 증가 시 헬리콥터 안정성에 영향을 주는 피드백 제어 게인의 한계를 검토하였다.

Key Words : Helicopter Flap Mode(헬리콥터 플랩 모드), Feedback Gain(피드백 게인), Helicopter Stability(헬리콥터 안정성)

1. 서 론

헬리콥터 비행 제어시스템이 기계식 또는 자동비행 조종시스템(AFCS: Automatic Flight Control System)

에서 Fly-By-Wire 시스템으로 발전함에 따라서 nap-of-the-earth 비행 또는 군용기의 공중전(Air Combat)과 같은 고-기동을 위한 조종성능이 요구되고 있다. 이러한 기동성능은 고-대역폭(High Bandwidth)의 헬

† Received : September 24, 2019 Revised : February 23, 2020 Accepted : February 27, 2020

¹ Senior Research Engineer, ² Senior Manager & Chief

¹ Corresponding author, E-mail : cdyang@koreaero.com

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

리콥터 반응특성이 요구되며 조종사의 조종력 경감을 위해 높은 수준의 동체 관련 피드백 제어 이득의 사용이 필요하다[1].

일반적인 로터 시스템을 갖는 헬리콥터의 경우 플랩 동역학은 비행 제어 시스템의 안정성에 제한을 부여하며 높은 수준의 제어 이득의 사용은 약 5 rad/s의 종축 및 횡축의 진동을 유발하는 것으로 알려져 있다[2].

높은 수준의 동체 피드백 제어 이득을 사용하는 헬리콥터 비행 제어 시스템은 로터 동역학에 의해 불안정성이 증대된다. 이와 관련하여 참고문헌[2]는 플랩 동역학이 포함된 비행 역학 모델에 대해 안정성이 확보되는 피드백 이득 값의 한계에 관한 해석적인 연구를 수행하고 비행시험 결과를 통해서 결과를 검증하였다. 참고문헌[3]은 헬리콥터 로터 동역학을 포함하여 설계한 비행 제어 시스템에 대해 합상 착륙 해석을 수행하였다. 고 대역폭의 항공기 반응특성을 얻기 위해 로터 상태변수를 피드백 함으로써 조종력이 경감되는 것을 보였다. 참고문헌[4]에서는 UH-60A BLACK HAWK의 횡방향 자세 각속도 피드백 이득을 기준값보다 높였을 때 비행시험에서 나타난 약 2 Hz의 횡축 진동에 대해 해석적인 검토를 수행하였다. 동체 관련 상태변수만을 포함한 6-DOF 모델을 이용한 시뮬레이션 해석에서는 횡방향 자세 각속도 피드백 제어 이득의 증가에 따라 진동 특성이 확인되지 않았으나 로터 플랩 및 래그 동역학을 포함한 고차 모델에서는 비행시험과 유사한 진동 특성 및 불안정성을 확인하였다. 또한 고-신뢰도의 비행 동역학 모델을 활용함으로써 연구결과의 신뢰성을 높였다.

이처럼 Articulated 로터 시스템의 헬리콥터에서 플랩 동역학은 안정한 동체 각속도 및 자세 피드백 제어 이득의 한계를 결정하는 주요한 요소로 작용한다[5].

본 논문에서는 EC155B1 헬리콥터 비행동역학 모델을 이용하여 플랩 동역학이 횡 축 피드백 제어 이득 값의 안정한 한계에 미치는 영향을 확인하였다. 이를 위해 Fig. 1의 EC155B1 헬리콥터 형상에 대해 고-신뢰도를 갖는 비행 동역학 모델링을 수행하였다. 비행 동역학 모델의 시뮬레이션 결과와 비행시험과 비교하여 모델링의 적절성을 검토하였다. 센서 필터와 디지털



Fig. 1. EC155B1

프로세서를 근사하기 위해 Zero-Order-Hold (ZOH)를 포함한 간략화한 비행 제어 시스템에서 피드백 제어 이득의 증가에 따른 횡 축 안정성을 검토하였다. 그리고 센서 필터의 차단주파수(Cutoff Frequency)와 프로세서의 연산주기에 따른 비행 제어 시스템의 시간 지연이 안정한 제어 이득의 값 한계에 미치는 영향을 검토하였다.

II. 본 론

2.1 헬리콥터 비행 동역학 모델링

고-대역폭의 비행 제어 시스템의 설계를 위해서는 플랩 동역학을 포함하는 고차의 고-신뢰도 모델의 사용이 필요하다[4]. 본 논문에서는 상용도구인 FLIGHTLAB [6,7]을 활용하여 EC155B1 헬리콥터 형상에 대해 비행 동역학 모델링을 수행하였다. EC155B1 헬리콥터는 10,000 lb급 항공기로서 5-blade의 주 로터와 Fenestron 꼬리로터를 가진 형상이다.

주 로터 모델링은 플랩 및 리드-래그 자유도를 포함하는 articulated 로터 형상으로 힌지 배열 및 3개의 익형 배치 그리고 후퇴각, 하반각과 비틀림 각 (Twist)을 가진 블레이드 팁 형상을 적용하였다.

그리고 공력모델은 깃 요소이론으로 모델링 하고 Peter-He six state 유입류 모델[8,9]을 사용하였다.

헬리콥터의 유입류는 헬리콥터 비행역학 해석에 큰 영향을 미치는 모델링 요소이다. Peter-He six state 유입류 모델은 로터 디스크 면의 radial 및 azimuth 위치의 블레이드 요소에 대한 로터 유입류를 고차 다항식을 이용하여 해석한다. 로터 디스크 면에서의 유입류 dynamic wake 분포는 식 (1)과 같이 radial shape 함수 $\phi_j^r(\hat{x})$ 와 inflow states 계수 α_j^r 와 β_j^r 의 harmonic 함수로 표현된다.

$$\omega_i(\hat{x}, \psi, t) = \sum_{r=0}^n \sum_{j=r+1, r+3, \dots}^{2S_r+r-1} \phi_j^r(\hat{x}) [\alpha_j^r(t) \cos(r\psi) + \beta_j^r(t) \sin(r\psi)] \quad (1)$$

여기서, radial shape 함수는 식 (2)와 같다.

$$\phi_j^r(\hat{x}) = \sqrt{2(j+1)H_j^r} \sum_{q=r, r+2, \dots}^{j-1} \hat{x}^q \frac{(-1)^{\frac{q-r}{2}} (j+q)!!}{(q-r)!! (q+r)!! (j-q-1)!!} \quad (2)$$

factorial ratio H_j^r 은 식 (3)과 같다.

$$H_j^r = \frac{(j+r-1)!! (j-r-1)!!}{(J+r)!! (j-r)!!} \quad (3)$$

여기서, \hat{x} 은 radial 방향 좌표, ψ 는 azimuth 방향 위치 t 는 시간 그리고 r 및 j 는 각각 harmonic과 polynomial number를 나타낸다.

따라서 블레이드 개수에 해당하는 azimuth 방향의 harmonic 갯수 N 과 radial shape function 갯수 S_r 의 설정에 따라 선택적으로 유입류 state를 결정할 수 있다. 본 논문에서는 6 state 유입류 모델을 해석에 활용하였다.

꼬리로터 모델링은 10개의 blade로 구성된 ducted fan 형상이며, uniform inflow 모델을 이용하여 해석적으로 모델링을 수행하였다. Ducted fan 로터의 경우에는 fan에서 발생하는 추력뿐만 아니라 duct에서 생성되는 추력 또한 주요한 요소로 작용한다 [10].

Ducted fan 꼬리로터의 공력 모델링 형상은 Fig. 2와 같으며 fan의 추력은 아래 식 (4)와 같이 해석할 수 있다[6].

$$T_{fan} = \rho\pi R^2 \left[V_z(K_W + K_d) + \frac{1}{2}(K_W + K_d)^2 V_{i0} \right] V_{i0} + \dot{V}_{i0} m \quad (4)$$

여기서, ρ 는 공기밀도, R 은 로터 반경, V_z 는 fan의 수직방향 공기 속도, V_{i0} 는 유입류 속도를 나타낸다. 그리고 m 은 ducted fan 주위의 추력에 영향을 주는 공기 질량으로 아래 식 (5)와 같다.

$$m = \rho\pi R^2 R \left(\frac{8}{3}\pi \right) \quad (5)$$

K_W 및 K_d 는 경험식 기반의 보정계수로서 각각 fan wake contraction factor와 duct-fan interference factor를 나타낸다. K_d 는 duct side slip 각, 전진 비행 속도 그리고 duct 수직 방향 속도의 함수로서 3-D table look-up으로 적용된다.

Duct fan 형상의 로터에서는 wake contraction이 발생하지 않도록 이상적인 duct 형상 설계를 할 시 일반적인 로터와 비교하여 $1/\sqrt{2}$ 배, 약 30%의 동력소모를 줄일 수 있다[11]. Fan wake contraction factor는 이러한 효과를 반영하기 위한 계수로서 K_W

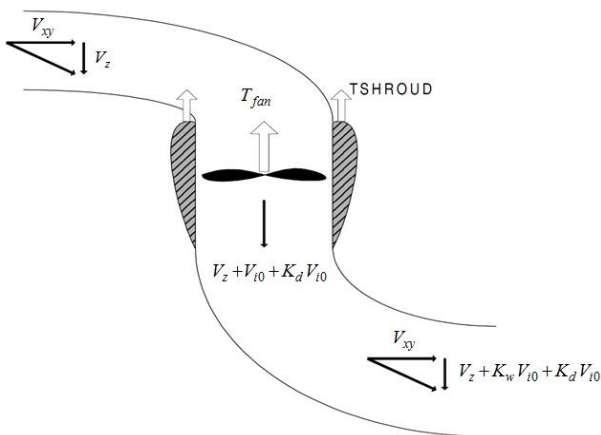


Fig. 2. Concept for Analysis of Ducted Fan Model

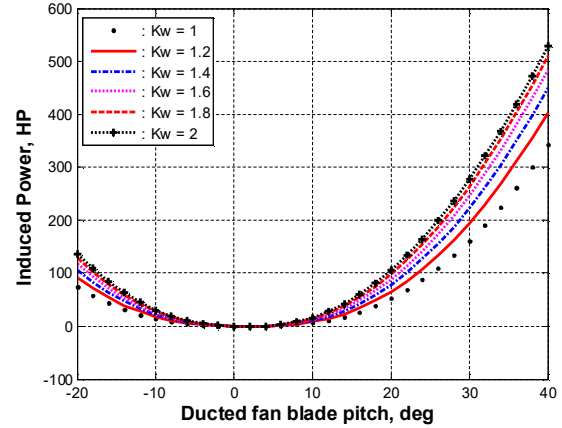


Fig. 3. Induced Power of Ducted Fan

가 1일 경우 이상적인 ducted fan으로 로터 추력을 해석하며, K_W 가 2이면 duct가 없는 일반적인 로터의 형상으로 추력을 해석한다.

Figure 3은 동일한 ducted fan 형상에서 K_W 의 변화에 따른 유도마력의 변화를 보여준다. 본 논문에서는 비행속도 30m/s 이하에서는 이상적인 ducted fan 로터로 해석을 수행하고, 그 이상의 속도에서는 wake contraction 효과가 없는 것으로 모델링 하였다. Ducted fan에서 발생하는 총 추력은 아래 식 (6)과 같이 해석된다.

$$\begin{aligned} T &= \rho\pi R^2 \sqrt{V_{xy}^2 + (V_z + K_W V_{i0} + K_d V_{i0})^2} \cdot (K_W + K_d) V_{i0} \\ &= \frac{K_T V_T}{V_z + \frac{1}{2}(K_W + K_D) V_{i0}} T_{fan} \end{aligned} \quad (6)$$

여기서, V_T 는 아래 식 (7)과 같으며, V_{xy} 는 fan의 수평방향 공기 속도, K_T 는 ducted fan 추력과 fan 추력의 비를 보정하기 위한 보정계수이다.

$$V_T = \sqrt{V_{xy}^2 + (V_z + K_W V_{i0} + K_d V_{i0})^2} \quad (7)$$

기체에 대한 공력 모델링은 동체 모델과 동체에 수평 및 수직 안정판을 장착한 scaled model에 대한 풍동시험 데이터베이스를 활용하였다.

비행동역학 모델링의 적절성을 검토하기 위해 EC155B1 헬리콥터의 비행시험 데이터와 비교검토 하였다. 비행시험은 트림비행과 조종입력에 대한 반응 특성 확인 시험으로 구분하여 수행하였다. 비행시험을 통해 헬리콥터의 전진비행, 후진비행 그리고 측면비행($\psi = 90 \text{ deg}$, $\psi = 270 \text{ deg}$) 상태의 속도별 트림비행 데이터를 획득하였다. 그리고 호버링, 전진비행 속도 60kts 그리고 120kts의 트림비행에서 AFCS (Automatic Flight Control System)를 인가하지 않고 doublet 형태의 조종입력에 대한 항공기 반응특성 데이터를 획득하였다.

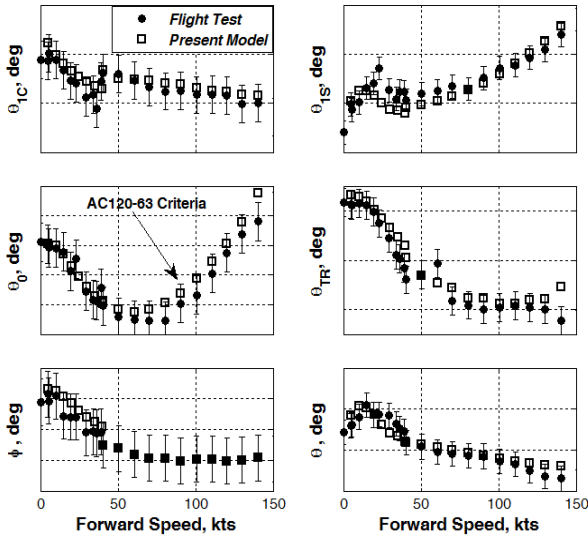


Fig. 4. Trimmed Flight Characteristics

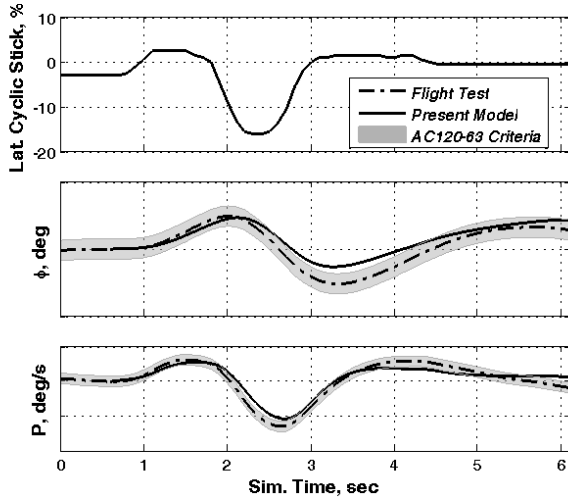


Fig. 5. Roll Response to Lateral Cyclic Doublet Input at Hover

본 논문에서는 비행시험 데이터와 비행 동역학 모델의 전체적인 기동특성 검토 결과의 일부를 수록하였다. Fig. 4는 호버링에서 전진비행 속도 140knots까지 전진 비행속도에 따른 정상상태 트림 비행특성을 훈련용 시뮬레이터 검증 요구사항인 FAA AC 120-63 [12]에서 제시한 오차를 기준으로 비교한 결과이다. FAA AC120-63에서는 조종입력 및 동체 자세 각의 기준오차를 비행시험데이터 대비 각각 $\pm 5.0\%$, ± 1.5 deg를 요구하며 거의 모든 트림 비행 해석결과가 FAA AC120-63 기준오차 이내로 예측되는 것을 확인하였다.

그리고 Fig. 5는 호버링 상태에서 횡방향 사이클릭의 doublet 입력에 대한 과도응답 특성을 비교한 것이다. FAA AC120-63의 조종성 관련 기준에서는 롤 자세각과 각속도를 각각 ± 3.0 deg와 ± 3.0 deg/sec를

요구한다. 동역학 모델의 해석결과가 FAA AC120-63 기준 오차 내에서 EC155B1의 비행특성을 상당히 유사하게 모사하고 있음을 확인할 수 있다.

2.2 피드백 제어 이득 한계

피드백 제어 이득이 증가함에 따른 헬리콥터의 불안정성은 로터의 regressing flap mode에 의한 영향이 크게 작용한다[4]. 이와 관련한 분석을 위해 트림 상태의 EC155B1 비행동역학 모델로부터 동체관련 상태변수와 로터 플랩 동역학을 포함한 선형화 모델을 생성하였다. 선형화 모델의 상태방정식은 식 (8)과 같다.

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

$$x = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi \ \beta_0 \ \beta_{1C} \ \beta_{1S} \ \beta_{2C} \ \beta_{2S} \ \beta_0 \ \beta_{1C} \ \beta_{1S} \ \beta_{2C} \ \beta_{2S}]^T \quad (8)$$

$$u = [\theta_{1C} \ \theta_{1S} \ \theta_0 \ \theta_{tr}]^T$$

여기서, 상태변수 u, v, w 는 각각 항공기 동체 좌표계 x, y, z 방향 속도, p, q, r 는 동체 각속도, ϕ, θ, ψ 는 각각 동체 피치, 롤, 요 각을 나타낸다. β 는 로터 블레이드 플랩 관련 상태변수 그리고 u 는 조종입력으로 각각 횡방향 및 종방향 사이클릭, 주로터 및 꼬리 로터 컬렉티브 조종입력을 나타낸다.

멀티블레이드(Multi-Blade) 좌표계 시스템에서 개별 블레이드의 플랩 운동은 식 (9)의 일반식으로 나타낼 수 있다.

$$\beta^{(i)} = \beta_0 + \sum_{n=1}^k (\beta_{nC} \cos(m\psi^{(i)}) + \beta_{nS} \sin(m\psi^{(i)})) + (-1)^{(i)} \beta_{N/2}$$

$$k = \begin{cases} \frac{1}{2}(N-1), & \text{if } N \text{ is odd} \\ \frac{1}{2}(N-2), & \text{if } N \text{ is even} \end{cases} \quad (9)$$

$$\beta_d = 0, \quad \text{if } N \text{ is odd}$$

여기서, $\beta^{(i)}$ 는 i 번째 블레이드의 플랩 자유도, N 은 로터 블레이드 개수를 나타낸다. 푸리에 좌표변환을 통해 비 회전 좌표계에서의 블레이드 플랩 운동은 아래 식 (10)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \beta_0 &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \beta^{(i)} \\ \beta_{nC} &= \frac{2}{N} \sum_{i=1}^N \beta^{(i)} \cos(m\psi^{(i)}) \\ \beta_{nS} &= \frac{2}{N} \sum_{i=1}^N \beta^{(i)} \sin(m\psi^{(i)}) \\ \beta_{N/2} &= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (-1)^{(i)} \beta^{(i)} \end{aligned} \quad (10)$$

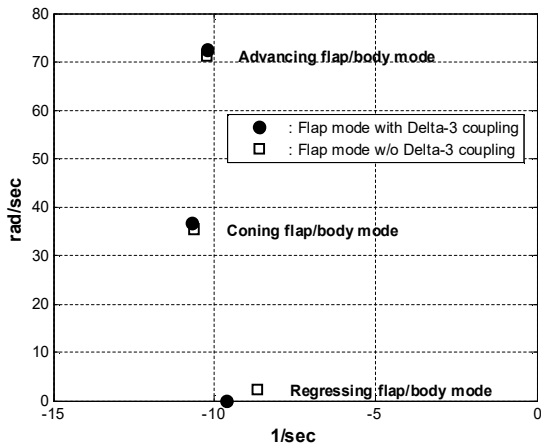


Fig. 6. Flap/Body Modes for EC155B1 at Hover

EC155B1 헬기와 같이 5개 블레이드를 가진 헬기의 경우 식 (10)으로부터 β_0 는 블레이드 coning 자유도, β_{1C} 와 β_{1S} 는 각각 종방향과 횡방향 tip-path-plane-tilt 자유도를 나타낸다. 그리고 β_{2C} 와 β_{2S} 는 reactionless 자유도로서 로터 허브에 작용하는 힘과 모멘트에 직접적인 영향을 미치지 않는다. Fig. 6은 tip-path-plane-tilt 자유도의 고 주파수 advancing 모드와 저 주파수 regressive 모드 그리고 coning 모드의 헬리콥터 동체 모드와 합성된 고유값(Eigenvalue)을 보여 준다.

Figure 6은 델타-3 커플링(Delta-3 Coupling)의 유무에 따른 플랩 모드를 보여준다. 델타-3 커플링(Delta-3 Coupling)은 블레이드의 플랩 각이 증가함에 따라 피치각을 감소시키는 작용을 하여 로터 플랩모드의 댐핑 특성을 증가시키고 조종력을 감소시키는 역할을 한다. 헬리콥터 횡방향 조종입력에 대한 롤 축의 각속도 또는 자세 피드백 제어 이득이 증가함에 따라 regressing flap mode의 근 궤적은 복소수평면에서 우반평면(Right Half Plane)으로 이동하여 항공기의 불안정성을 발생시킨다.

이와 관련한 분석을 위해 EC155B1 헬리콥터 비행 제어시스템 해석 모델을 Fig. 7과 같이 일반적인 Stability Augmentation System(SAS)으로 간략화하였다. Electric Serial Actuator와 Hydraulic Actuator는 구성품 시험결과를 참고하여 1차 전달함수로 적용하였다.

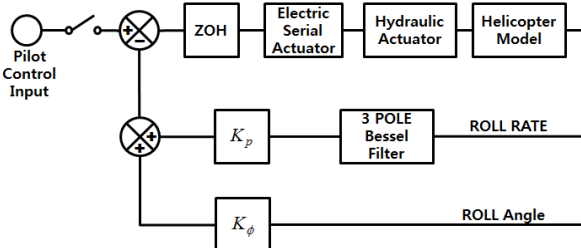


Fig. 7. EC155B1 Analysis Model

Table 1. Transfer function of Bessel filter

$$T_B(s) = a_0 / (s^3 + a_2s^2 + a_1s + a_0)$$

Cutoff frequency, Hz	a_0	a_1	a_2
5.7	45937.16	3163.3	87.13
11.4	367497.3	12653.2	174.26

또한, 전체적인 헬리콥터의 비행 제어시스템을 모의하기 위해 Roll Rate Gyro 신호의 Noise-Rejection 필터와 디지털 프로세서를 근사하기 위해 Zero-Order-Hold (ZOH)를 포함하였다.

헬리콥터 비행 제어 설계 시 로터의 harmonic 진동에 해당하는 주파수 성분은 액추에이터에 의한 제어입력에서 제거하여야 한다. EC155B1 헬기의 경우 5.7 Hz에 해당하는 1/rev 성분의 로터 노이즈를 제거하기 위해 Table 1의 3차 Bessel 필터를 사용하였다. 또한, 필터의 차단주파수에 따른 비행 제어 피드백 제어 개인의 영향성을 확인하기 위해 11.4 Hz에 해당하는 2/rev 성분을 포함하여 해석적인 검토를 수행하였다. 비행 제어 컴퓨터의 샘플링 시간은 25-ms를 적용하고 전체적인 신호의 전달 지연시간은 참고문헌[2]와 같이 5-ms를 적용하였다.

그리고 비행 제어 해석 모델에 시간 지연을 적용하여 해석하기 위해 3차 Pade' 근사법을 사용하였다.

Figure 8과 Fig. 9는 Fig. 7의 해석 모델에서 노이즈 필터를 제외하고 각각 횡방향 각속도 피드백 이득과 자세 피드백의 단일 입력에 대해 이득 값 증가에 따른 로터 플랩 모드의 근궤적을 보여준다.

이득 증가에 따라 advancing 모드와 coning 모드의 근의 위치는 크게 변화가 없으나 regressing 모드는 우반평면으로 이동하여 항공기의 불안정성을 유

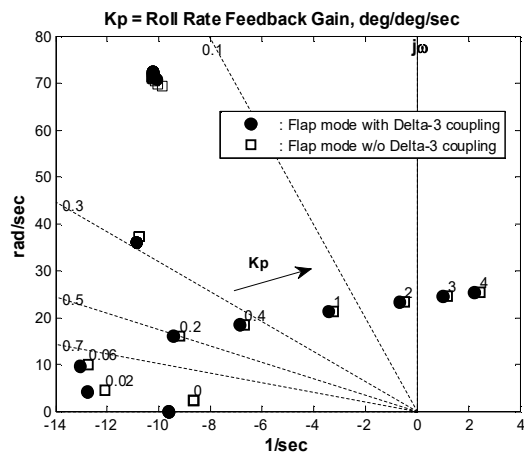


Fig. 8. Stability Prediction for EC155B1 with Varying K_p Feedback

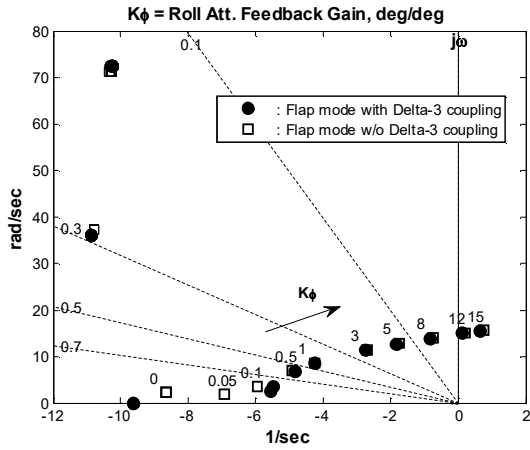


Fig. 9. Stability Prediction for EC155B1 with Varying K_ϕ Feedback

발한다. 이에 따라 각속도 및 자세 피드백 이득이 증가함에 따라 모두 일정한 임계 값 이상에서 로터 플랩 동역학에 의한 횡 축 진동이 유발될 수 있음을 확인하였다.

또한 플랩 모드가 양의 값으로 증가함에 따라서 로터 시스템의 Delta-3 coupling의 유무에 따른 영향성이 없는 것을 알 수 있다. EC155B1 헬리콥터의 형상은 Delta-3 coupling이 존재하여 본 논문에서는 Delta-3 coupling이 포함된 비행역학 모델을 이용하여 해석을 수행하였다.

Figure 10은 노이즈 필터를 제외한 비행제어 해석 모델에서 롤 축의 각속도 피드백 이득(K_p)과 자세 피드백 이득(K_ϕ)의 입력에 대한 롤 축 진동 특성을 보여준다.

K_p 의 증가는 롤 축 진동 모드의 주파수를 빠르게 증가시키며 댐핑 특성을 급격하게 감소시킨다. K_ϕ 는 시스템의 댐핑 특성을 감소시키는 이득의 증가율이 K_p 보다 작으나 이 또한 시스템을 불안정하게 만드는 요소로 작용한다. 중립 안정성을 보이는 K_p 는 약 2.3 deg/deg/sec로서 참고문헌[13]의 단일 로터를 갖는 S-61 헬리콥터의 해석결과와 유사한 경향을 확인하였다.

Figure 11과 Fig. 12는 각각 1/rev 노이즈 필터를 적용한 경우와 1/rev과 2/rev 노이즈 필터를 동시에 적용한 경우에 K_p 와 K_ϕ 의 입력에 대한 롤 축 진동 특성을 보여준다. 노이즈 필터의 사용에 따라 롤 축 안정성이 보장되는 제어 이득의 한계가 상당히 작아진 것을 볼 수 있다. 그리고 롤 축 진동의 주파수 또한 크게 줄어든다.

본 논문에서 해석한 EC155B1 헬리콥터의 간략화된 비행 제어시스템에서 1/rev 노이즈 필터만 적용한 경우 K_p 를 1 deg/deg/sec 이하 값으로 사용 시 양의 댐핑 값을 갖기 위해서는 K_ϕ 가 5 deg/deg 이내로 제한됨을 알 수 있다.

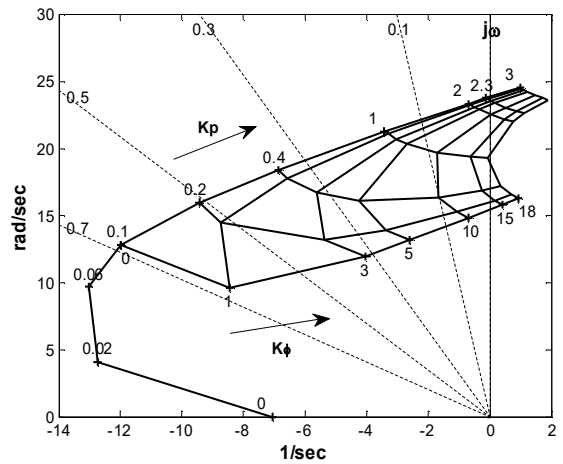


Fig. 10. Combined Effect of K_p and K_ϕ Feedback at Hover

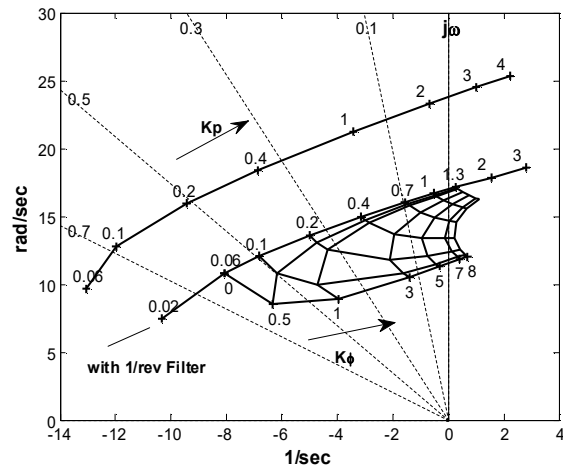


Fig. 11. Effect of Feedback Gain and Roll Rate Filter at Hover

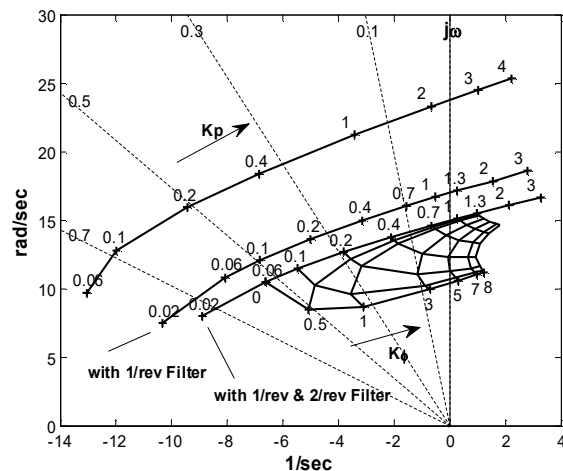


Fig. 12. Effect of Feedback Gain and Roll Rate Filter with Varying Cutoff Frequency at Hover

그리고 1/rev과 2/rev 노이즈 필터를 동시에 적용한 경우에 K_p 와 K_0 는 각각 0.7 deg/deg/sec, 3 deg/deg 이내의 값으로 제한된다. 또한, 롤 축 진동 모드의 댐핑을 0.3 이상으로 설계하기 위해서는 K_p 와 K_0 를 각각 0.2 deg/deg/sec, 0.5 deg/deg 이내의 값을 사용하여야 한다.

Figure 13은 비행 제어 컴퓨터의 연산주기를 62-ms로 증가시켰을 때의 K_p 와 K_0 의 입력에 대한 롤 축 진동 특성을 보여준다. 댐핑 0.3 이상을 위한 K_p 와 K_0 는 각각 0.15 deg/deg/sec, 0.5 deg/deg 이내의 값으로 나타났다.

시스템 전체의 시간 지연 증가는 피드백 제어 이득의 한계를 결정하는 주요한 요소로 작용하는 것을 확인하였다.

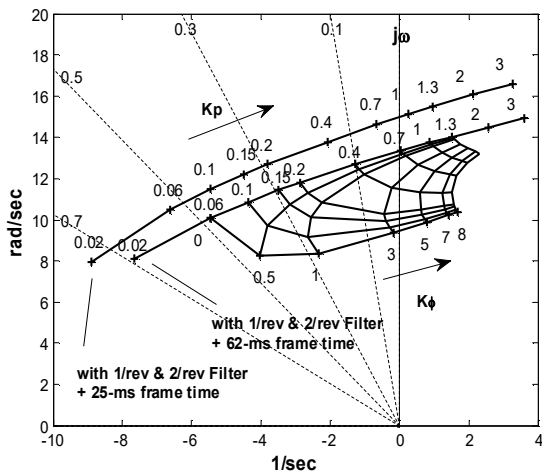


Fig. 13. Effect of Feedback Gain and Roll Rate Filter with Varying Computer Frame Time at Hover

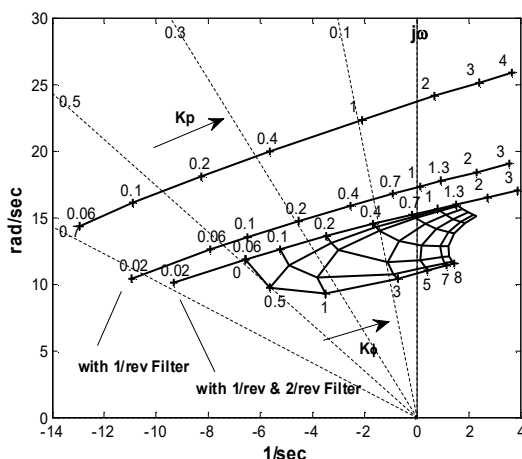


Fig. 14. Effect of Feedback Gain and Roll Rate Filter with Varying Cutoff Frequency at Forward Speed 120kts

Figure 14는 전진 비행속도 120kts에서의 피드백 이득 값에 따른 롤 축 진동 특성을 보여준다. 호버링 시의 특성과 비교하여 사용 가능한 이득의 한계가 다소 줄어든 것을 확인하였다.

III. 결 론

본 논문에서는 헬리콥터 로터 플랩 동역학이 비행 제어시스템의 피드백 제어 이득 값에 미치는 영향을 해석적으로 검토하였다. 이를 위해 EC155B1 헬기를 대상으로 고-신뢰도의 비행 동역학 모델링을 수행하고 간략화한 비행 제어시스템을 통해 롤 축 피드백 제어 이득의 한계를 확인하였다. 또한 노이즈 제거 필터의 사용은 시스템의 위상지연을 증가시켜 높은 이득의 사용에 상당히 큰 제약 부여하는 것을 보였다.

고-대역폭의 비행 제어시스템 설계를 위한 이득 값을 설정을 위해서는 로터 동역학이 포함된 고차 비행 동역학 모델을 이용한 분석이 필요하다. 그리고 성능 목표를 만족시키는 이득 값의 선정을 위해서는 액추에이터 전달함수, 디지털 프로세서 및 센서 신호의 시간 지연 그리고 필터의 적용 등 시스템의 위상 지연에 영향을 주는 제어시스템의 요소를 포함한 면밀한 분석이 필요하다는 것을 확인하였다.

후 기

본 논문은 산업통상자원부 산업기술혁신사업으로 지원된 연구결과입니다. [10053157, 소형무장헬기 연계 민수헬기 핵심기술 개발사업]

References

- 1) McKillip, R., and Keller, J., "A Networked Simulation Environment for Dynamic Interface Flight Control Design and Evaluation," *Proceedings of the AHS International 66th Annual Forum*, No. 2, American Helicopter Soc., Alexandria, VA, May 2010, pp. 1801~1813.
- 2) Chen, R. T. N., and Hindson, W. S., "Influence of High-Order Dynamics on Helicopter Flight-Control System Bandwidth," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 9, No. 2, 1986, pp. 190~197.
- 3) Ji, H., Chen, R., and Li, P., "Rotor State Feedback Control to Alleviate Pilot Workload for Helicopter Shipboard Operations," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 40, No. 12, 2017, pp. 3088-3099.
- 4) Deftler, M. A., "UH-60A Helicopter Stability

Augmentation Study," *14th European Rotorcraft Forum*, Milano, Italy, Sep. 1988.

5) Padfield, G. D., *Helicopter Flight Dynamics*, 2nd edition, Blackwell, Oxford, England, U.K., 2017, pp. 299~306.

6) Anonymous, "FLIGHTLAB Theory Manual - Volumn One," *Advanced Rotorcraft Technology, Inc.*, June 2006.

7) Yang, C. D., "Design of Handling Quality Assessment Environment Based on FLIGHTLAB Model Using Legacy Simulator," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 6, 2016, pp. 530~536.

8) Peters, D. A., and He, C. J., "Finite State Induced Flow Models Part II: Three-Dimensional Rotor Disk," *JOURNAL OF AIRCRAFT*, Vol. 32, No. 2, March-April, 1995.

9) Yang, C. D., and Jung, D., W., "A Study on

the Influence of Helicopter Main Rotor Inflow Model upon Launched Rocket Trajectory and Safe Launch Envelope," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 13, No. 3, 2019. pp. 70~77.

10) Vuillet, A., and d'Ambra, F., "The Fenestron a shrouded tail rotor concept for helicopters," *12th European Rotorcraft Forum*, 1986

11) Leishman, J. G., *Principles of Helicopter Aerodynamics*, 1st edition. Cambridge, Cambridge University Press, 2002, pp. 229~231.

12) Anonymous, "FAA Advisory Circular AC120-63, Helicopter Simulator Qualification," Federal Aviation Authority, November 1994.

13) Chen, R. T. N., and Hindson, W. S., "Analytical and Flight Investigation of the Influence of Rotor and Other High-Order Dynamics on Helicopter Flight-Control System Bandwidth," *NASA TM 86696*, 1985.