

# 체공성능 향상을 위한 확장날개 틸트로터 무인기의 제어법칙설계

## Control Law Design for a Tilt-rotor Unmanned Aerial Vehicle with a Nacelle Mounted WE (Wing Extension)

강영신\*, 박범진, 조암, 유창선  
(Young-Shin Kang<sup>1,\*</sup>, Bum-Jin Park<sup>1</sup>, Am Cho<sup>1</sup>, and Chang-Sun Yoo<sup>1</sup>)

<sup>1</sup>Korea Aerospace Research Institute, Future Aircraft System Division

**Abstract:** The results of control law design for a tilt-rotor unmanned aerial vehicle that has a nacelle mounted wing extension (WE) are presented in this paper. It consists of a control surface mixer, stability and control augmentation system (SCAS), hold mode for altitude / speed / heading, and a guidance mode for preprogram and point navigation which includes automatic take-off and landing. The conversion corridor and the control moments derivatives between the original tilt-rotor and its variant of the nacelle mounted WE were compared to show the effectiveness of the WE. The nacelle conversion of the original tilt-rotor starts when the airspeed is greater than 30 km/h but its WE variant starts at 0 km/h in order to reduce the drag caused by the high incidence angle of the WE. The stability margins of the inner loop are presented with the optimization approach. The outer loops for the hold mode are designed with trial and error methods with linear and nonlinear simulation. The main control parameter for altitude control of the helicopter mode is thrust command and it is transferred to the pitch attitude command in airplane mode. Otherwise, the control parameter for the speed of the helicopter mode is the pitch attitude command and it is transferred to the thrust command in airplane mode. Therefore the speed and altitude hold mode are coupled to each other and are engaged at the same time when an internal pilot engages any of the altitude or speed hold modes. The nonlinear simulation results of the guidance control for the preprogrammed mode and point navigation are also presented including automatic take-off and landing in order to prove the full control law.

**Keywords:** tilt-rotor, wing extension, control law design, stability margin, hold mode, LOS guidance

### 1. 서론

지난 2002년부터 2012년까지 10년 동안 추진된 스마트 무인기 기술개발사업을 통해서 한국항공우주연구원은 세계 두 번째 틸트로터 무인기인 스마트무인기 TR-100의 개발에 성공하였다[1]. 이후 수요자의 요구에 맞춰 세계 최초의 틸트로터 무인기 양산을 목적으로 TR-100을 축소한 TR-60 틸트로터 항공기를 개발하여 천이비행을 완료하고 국내 유수의 항공업체로 기술이전을 완료하였다[2]. 또한 틸트로터 무인기의 비행성능을 향상시키기 위해서 그림 1과 같은 성능향상형 틸트로터 무인기에 대한 연구를 내부과제로 진행 중이다. 이 과제를 통해서 틸트로터 무인기의 함상이착륙 기술 개발과 체공시간 향상 기술개발에 대한 기초연구를 수행 중이다[3,4]. 체공시간 향상형 틸트로터 무인기인 TR-60 확장날개(Wing Extension)모델은 2014년 하반기에 천이비행시험이 계획되어 있으며, 기존 틸트로터 항공기에 비해서 20% 이상의 체공시간이 향상될 것으로 기대된다[5].

고속비행이 가능한 고정익 항공기는 이착륙을 위한 활주로가 필요하기 때문에 이를 확보하기 어려운 산악지형이나 사막, 바다에서의 운용에 제약이 있다. 헬리콥터는 활주로가 없는 곳에서도 수직이착륙이 가능하지만, 고속비행을 할 수

없고, 높은 고도로 상승하기 어려워서 비행성능이 고정익에 비해 부족하다.

이므로 시콕스키에 의해 실용 헬리콥터가 개발된 1942년 이후 일부 실험용 기체를 제외한 대부분의 헬리콥터는 시속 300km/h의 최대속도 한계를 아직 벗어나지 못하고 있으며, 이런 성능의 한계로 인해서 전장에 투입된 군용 헬리콥터의 손실율이 매우 높다[6]. 이러한 문제를 해결하기 위해서 미국의 DARPA는 555 km/h (=300 kts) 이상의 고속비행이 가능한 차세대 고속 수직이착륙 항공기를 연구하기 위한 X-plane 프로그램을 기획하였다. 이와 별도로 미 육군은 430 km/h (=230kts) 이상의 고속비행이 가능한 수직이착륙 항공기 개발



그림 1. TR-60 확장날개 무인기의 천이과정.  
Fig. 1. Conversion procedure of TR-60WE model.

\* Corresponding Author

Manuscript received August 30, 2014 / revised September 15, 2014 / accepted September 29, 2014

강영신, 박범진, 조암, 유창선: 한국항공우주연구원 미래비행체계실 (kangys@kari.re.kr/bjpark@kari.re.kr/cho1838@kari.re.kr/csyoo@kari.re.kr)

※ 본 연구는 한국항공우주연구원의 주요사업 연구과제인 틸트로터 무인기 성능 및 운용능력 향상기술 연구(FR14120)의 지원에 의하여 수행되었음.



그림 2. 미육군 JMR 프로그램의 제안모델.  
Fig. 2. Candidates of JMR project for US ARMY.

을 위한 JMR (Joint Multi-Role) 프로젝트를 추진 중이며, 각 업체가 제시한 후보모델을 그림 2에 도시하였다.

보잉/시콜스키 연합팀과 AVX사는 동축반전형 헬리콥터에 꼬리로터 대신 푸셔방식의 프로펠러를 장착한 복합헬리콥터 (Compound helicopter) 모델을 제안하였으며, Karem사와 Bell사는 각각 독자적인 틸트로터 형상의 모델을 제시하였다. 참고로 Karem사에서 제시한 모델은 틸트로터 항공기의 체공성능 향상을 위한 기체로서 그림 1에서 도시된 TR-60 확장날개와 유사한 개념이다.

미 육군은 JMR 프로그램의 초기 기획시 X-plane 프로그램과 동일한 최소속도 요구조건인 300 kts를 제시할 예정이었으나, 기존 헬리콥터 업체들의 강한 반발에 부딪혀 복합헬리콥터로도 도달가능한 230 kts로 대폭 완화하였다. 그 이유는 300 kts 속도조건을 만족시킬 수 있는 비행체 형상은 틸트로터가 유일하며, 틸트로터 원천기술을 가진 곳이 Bell사 밖에 없으므로 독과점 방지법에 저촉되었기 때문인 것으로 알려져 있다.

현재 시콜스키사는 복합헬리콥터인 X-2 연구개발 사업을 독자적으로 추진 중이며, 최대속도 250 kts 까지 비행시험을 완료하였다[7]. 그러나 복합헬리콥터가 낼 수 있는 최대속도는 260 kts 정도로 제한[8,9]되기 때문에 속도가 훨씬 더 빠르고 소음 및 진동수준이 더 낮은 틸트로터 항공기에 비해서 성능상의 장점이 거의 없을 것으로 판단된다.

현재 군용 헬리콥터 시장의 대부분을 차지하고 있는 보잉과 시콜스키의 연합팀은 가격경쟁력과 시스템의 단순성을 내세워서 복합헬리콥터의 장점을 부각시키고 있다. 그러나 미군 중에서 유일하게 틸트로터 항공기를 운용하지 않고 있는 미 육군의 최종선택은 미지수이다. 최근에는 JMR 최종경쟁 후보기종으로 벨사의 틸트로터 형상과 보잉/시콜스키 연합팀의 복합헬리콥터 형상이 각각 선택되었으며 추후 비행시험 검증을 거쳐 우수한 기종이 선택될 예정이다.

이와 같이 선진국에서 진행되고 있는 수직이착륙 항공기의 고속화 추세에 맞춰 국내에서도 수직이착륙 항공기의 고속화 연구가 더욱 가속화되어야 한다. 특히 스마트무인기 기술개발사업을 통해 세계 두 번째로 개발에 성공한 틸트로터 무인기는 고속 수직이착륙 무인기 시장의 강력한 시장선도자(First mover)가 될 수 있을 것으로 기대된다.

본 논문에서는 현재 개발중인 TR-60 확장날개 틸트로터 무인기에 대한 제어법칙 설계결과를 제시하였다. 확장날개

틸트로터 항공기에 대해서는 아직 본격적으로 연구된 모델이 없기 때문에 저자들이 알고 있는 한 본 연구는 확장날개 틸트로터 항공기에 최초로 적용된 고전제어기 설계결과이다.

비선형 시뮬레이션 운동모델의 트림해석을 통해 천이경로선을 설정하고, 각 설계점에서 조종면 효과를 분석하기 위해서 선형모델의 모멘트 계수를 생성하여 기존 틸트로터 항공기와 비교하였다. 획득된 선형모델에 대해 피치, 롤 자세 안정화 내부제어기를 설계하고, 안정여유를 만족시키기 위해서 최적화를 수행하였다. 최적화 방법은 MATLAB에서 제공하는 fmincon 함수와 PSO (Particle Swarm Optimization) 방법을 사용하였다[10,11].

설계된 내부제어기의 외부루프에 고도, 속도, 헤딩유지모드를 설계하였다. 회전익모드에서는 고도제어에 추력을 사용하고 속도제어에 피치자세각을 사용하며, 고정익에서는 반대로 고도제어에 피치자세각 명령을 사용하고 속도제어에 추력을 사용한다. 따라서 나셀의 틸트에 따라 추력과 피치자세 명령이 서로 전환되도록 설계하였다.

시선각(LOS) 유도법칙을 이용해서 자동이착륙을 포함한 사전계획모드와 점항법 제어를 설계하였으며, 비선형 시뮬레이션을 통해 설계된 전체 제어기의 성능을 검증하였다.

II. 천이경로선 및 조종면 혼합기 설계

본 연구원에서 보유하고 있는 틸트로터 항공기의 비선형 시뮬레이션 운동모델은 NASA 보고서를 기반으로 독자적으로 개발되었다[12,13]. 이미 TR-60 비행시험[2]을 거쳐 검증된 운동모델을 기반으로 확장날개에 대한 공력미계수를 전산유동해석 소프트웨어인 FLUENT를 이용해서 해석한 후, 공력 DB에 확장날개 구성요소를 추가하였다[14]. TR-60에 적용된 설계절차를 이용하여 확장날개 모델에 대한 제어법칙을 재설계하였다.

각 설계점에서의 트림결과를 그림 3에 도시하였다. 각각 콜렉티브 조종간 명령( $X_{COL}$ ), 세로축 조종간명령( $X_{LON}$ ), 피치자세각( $\theta$ ), 로터 요구마력( $HP_{ROP}$ )을 나타낸다. 실선으로 표시

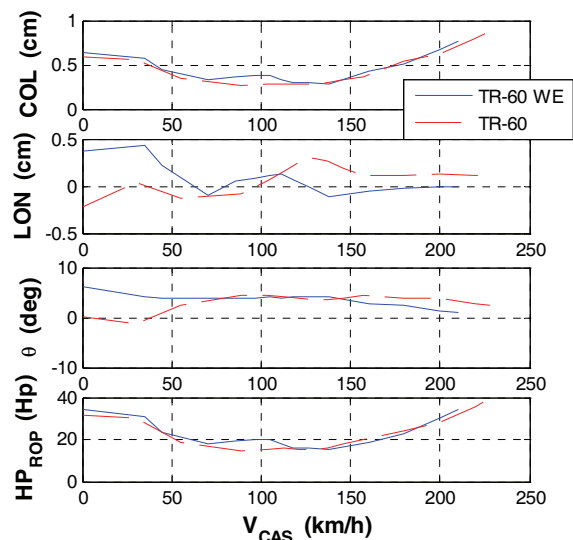


그림 3. TR-60과 확장날개모델의 트림결과비교.  
Fig. 3. Comparison of trim between TR-60 and its WE variant.

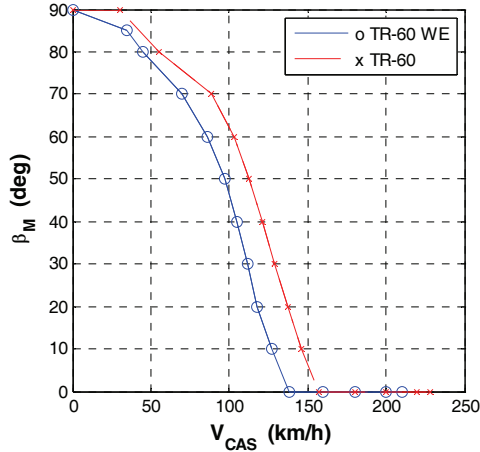


그림 4. TR-60과 확장날개모델의 천이경로선 비교.

Fig. 4. Comparison of conversion corridor.

된 확장날개모델(WE)은 고정익 저속영역인 138-180 km/h 구간에서 더 낮은 요구마력을 갖는 것을 알 수 있다. 또한 최대속도는 확장날개의 장착에 따른 항력증가로 인해 기본모델보다 다소 감소하였음을 알 수 있다. 여기서 x축은 보정대기속도(calibrated airspeed)이며, 고도에 관계없이 동일한 동압에서 동일한 속도를 도시한다.

확장날개 모델과 기본 모델의 천이경로선을 그림 4에 비교도시하였다. 세로축은 틸트각( $\beta_M$ )을 나타내고 가로축은 보정대기속도이다. 회전익모드는 틸트각이 90-80도 사이의 구간이며, 천이모드는 틸트각 80-0도의 구간으로서 모두 1200 RPM의 로터 회전속도를 갖는다. 고정익 모드는 로터의 효율 향상을 위해서 로터 회전속도를 1000 RPM으로 감속하여 비행하는 160 km/h 이상의 고속영역으로 정의한다.

천이비행시 두 모델의 트림 피치 자세각은 그림 3에서 도시된 것과 같이 모두 피치 자세각 4도를 기준으로 설계되었다. 확장날개형 비행체는 높은 불임각(incidence angle)로 인한 항력의 증가로 약 15-20 km/h 정도의 더 낮은 속도영역에서 천이가 가능하다. 이로 인해 천이비행시 로터하중이 기본모델보다 더 감소하였으며, 높은 가로세로비로 인해 더 낮은 실속속도를 가지게 되어 더 큰 실속여유를 갖게 된다[14,15].

그러나 항력 증가로 인해 그림 3에서 도시한 바와 같이 고정익 저속영역을 제외한 회전익, 천이 모드 및 고정익 고속영역에서 더 큰 요구마력을 갖는다[15]. 따라서 회전익 저속영역에서의 항력감소를 위해 0 속도를 벗어나면 바로 천이를 실시하도록 천이경로선을 그림 4와 같이 설계하였다. 한편 TR-60 기본 모델은 속도 30km/h 까지 틸트각 90도를 유지한다.

틸트로터 항공기는 자세 조종을 위해서 회전익모드에서는 로터의 사이클릭 조종면을 사용하고, 고정익 모드에서는 플레퍼론과 승강타를 사용하므로 모든 비행영역에서 적절한 조종력이 나올 수 있도록 조종면 혼합기를 설계하여야 한다. 기본 모델과 확장날개모델은 동일한 조종면 변위를 가지며 아래의 식 (1)-(8)과 같은 조종면 혼합기 이득을 설계하였다.

먼저 승강기( $\delta_E$ )는 세로축 조종간 명령( $\delta_{LON}$ )에 비례( $K_E$ )하여 식 (1)과 같이 모든 구간에서 일정한 변위를 가진다.

$$\delta_E = K_E \cdot \delta_{LON} \quad (1)$$

플레퍼론( $\delta_A$ ) 변위는 가로축 조종간 명령( $\delta_{LAT}$ )에 대해 식 (2)와 같이 틸트각( $\beta_M$ ) 60도 이하의 천이모드 고속영역에서만 비례( $K_A$ )적으로 동작하고 80도 이상의 회전익모드에서는 동작하지 않는다. 그 이유는 회전익 모드에서 롤 명령에 의해 플레퍼론이 동작하게 되면 회전익 모드의 플랩각이 비대칭이 되어서 전진비행시 요운동에 영향을 미치기 때문이다. 틸트각 60-80도 구간은 틸트각에 따라 에일러론 변위를 연속적( $K_B$ )으로 증가하도록 설계하였다.

$$\delta_A = \begin{cases} K_A \cdot \delta_{LAT} & (\beta_M < 60^\circ) \\ K_B \cdot (80^\circ - \beta_M) \cdot \delta_{LAT} & (60^\circ < \beta_M < 80^\circ) \\ 0 & (\beta_M > 80^\circ) \end{cases} \quad (2)$$

가로축 사이클릭( $A_1$ ) 변위는 가로축 조종간 명령에 대해 식 (3)와 같이 틸트각( $\beta_M$ ) 80도 이상의 저속영역에서만 비례( $K_{A1}$ )하여 동작하며, 틸트각( $\beta_M$ ) 80도 이하인 고속영역에서는 동작하지 않는다.

$$A_1 = \begin{cases} K_{A1} \cdot (\beta_M - 80) \cdot \delta_{LAT} & (\beta_M \geq 80^\circ) \\ 0 & (\beta_M < 80^\circ) \end{cases} \quad (3)$$

비대칭 콜렉티브 피치각( $\Delta\theta_{0C}$ )은 식 (4)와 같이 회전익에서는 가로축 조종간 명령에 비례( $K_{\Delta\theta_{0C}}^{LAT}$ )하고, 고정익에서는 방향축 조종간 명령( $\delta_{PED}$ )에 비례( $K_{\Delta\theta_{0C}}^{PED}$ )한다.

$$\Delta\theta_{0C} = K_{\Delta\theta_{0C}}^{LAT} \cdot \cos \beta_M \cdot \delta_{LAT} + K_{\Delta\theta_{0C}}^{PED} \cdot \sin \beta_M \cdot \delta_{PED} \quad (4)$$

세로축 사이클릭( $B_1$ ) 변위는 세로축 조종간 명령에 비례( $K_{B1}$ )하고, 비대칭 세로축 사이클릭 변위( $\Delta B_1$ )는 방향축 조종간 명령에 비례( $K_{\Delta B_1}$ )한다. 그러나 식 (5)-(6)과 같이 틸트각( $\beta_M$ )에 따라 감소하여 고정익에서 소거되며, 각각 식 (1)의 승강기 변위와 식 (4)의 비대칭 콜렉티브 피치각 변위로 대체된다.

$$B_1 = K_{B1} \cdot \cos \beta_M \cdot \delta_{LON} \quad (5)$$

$$\Delta B_1 = K_{\Delta B_1} \cdot \cos \beta_M \cdot \delta_{PED} \quad (6)$$

콜렉티브 피치각( $\theta_{0C}$ ) 변위는 회전익모드에서 콜렉티브 조종간 명령( $\delta_{COL}$ )에 비례( $K_{\Delta\theta_{0C}}$ )하여 동작하고, 식 (7)과 같이 틸트각( $\beta_M$ )에 따라 고정익 모드에서 소거된다. 반면 엔진 스로틀 변위( $\delta_{THR}$ )는 모든 비행영역에서 식 (8)과 같이 콜렉티브 조종간 명령에 비례( $K_{COL}^{THR}$ )하여 동작한다.

$$\theta_{0C} = K_{\Delta\theta_{0C}} \cdot \cos \beta_M \cdot \delta_{COL} \quad (7)$$

$$\delta_{THR} = K_{COL}^{THR} \cdot \delta_{COL} \quad (8)$$

고정익에서 콜렉티브 피치각을 직접 조종하는 경우 속도 민감성으로 인해 매우 큰 가속도가 발생한다. 따라서 추력증가 명령에 의해 RPM이 증가하지 않도록 로터거버너가 콜렉티브 피치각을 자동으로 증가시킨다. 이와 같이 고정익 모드

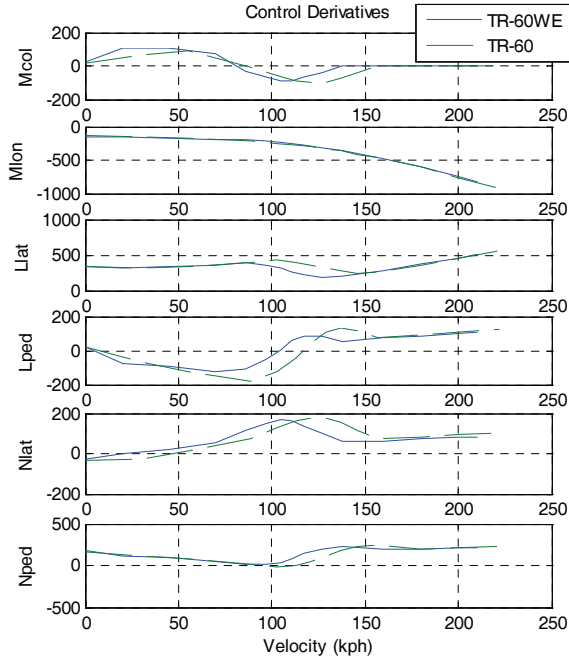


그림 5. 조종 모멘트 계수 비교.  
Fig. 5. Comparison of moment derivatives.

에서는 로터거버너의 콜렉티브 피치각 제어에 의해 추력을 증가시키는 간접 추력제어방식을 사용한다[12,16].

식 (1)-(8) 에서 정의한 조종면 혼합기를 이용하여 각 트림 조건에서의 입력행렬( $B$ )의 모멘트 계수를 그림 5에 비교하였다.  $M, L, N$ 은 피치, 롤, 요 축의 모멘트를 각각 나타내고, 첨자인  $col, lon, lat, ped$ 은 수직축, 세로축, 가로축, 방향축 조종간 명령을 나타낸다. 확장날개모델과 기본 틸트로터 항공기는 각 틸트각에서 동일한 조종면 변위를 사용하였지만, 트림 속도의 차이로 인해 조종모멘트 계수의 차이가 발생한다.

식 (1)-(8)에 제시된 조종면 혼합기의 이득에 따라 그림 5의 조종모멘트는 변화하며, 따라서 모든 비행영역에 대해 적절한 조종력을 갖도록 이득을 최종적으로 확정하였다.

### III. SCAS 제어법칙 설계

앞의 II 장에서 설계한 조종면 혼합기를 이용해서 각 비행 조건에 대해 식 (9)의 선형시스템 행렬을 구할 수 있다.

$$\dot{x} = A \cdot x + B \cdot u \tag{9}$$

각 설계점에서의 선형 행렬에 대해 그림 6과 같이 비례적분(PI) 명령이득을 갖는 제어시스템을 구성하자.

그림 6에서 세로축 선형시스템인  $q/\delta_{LOX}$ 은 식 (10)과 같이 표현된다.

$$\frac{q}{\delta_{LOX}} = \frac{M_{\delta_{LOX}}}{(s - M_q)} \tag{10}$$

적분기로 인해 시스템 차수가 증가하고 페루프 전달함수의 영점이 발생하므로, 임시로  $K_{\theta_i} = 0$ 으로 가정하자. 비례 제어기( $K_{\theta}$ )만 포함된 시스템의 페루프 전달함수는 식 (11)과 같이 표현할 수 있다.

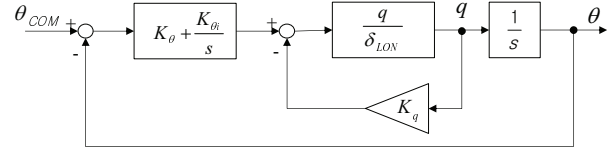


그림 6. 세로축 자세 제어기의 설계.  
Fig. 6. Control structure of pitch attitude SCAS.

$$\frac{\theta}{\theta_c} = \frac{K_{\theta} M_{\delta_{LOX}}}{s^2 + (-M_q + M_{\delta_{LOX}} K_q) s + K_{\theta} M_{\delta_{LOX}}} \tag{11}$$

SCAS 제어기가 포함된 그림 6의 페루프 시스템에서 설계자가 원하는 응답특성은 식 (12)과 같다.

$$\left( \frac{\theta}{\theta_c} \right)_{des} = \frac{\omega_D^2}{s^2 + 2\zeta_D \omega_D s + \omega_D^2} \tag{12}$$

여기서  $\zeta_D, \omega_D$ 는 각 설계점에 따라 적절히 설정해야하는 설계변수이며, 시간응답특성을 고려하여 각각 0.7과 3 rad/sec으로 설정하였다. 식 (11)과 (12)의 계수비교를 통해 세로축 자세 제어기의 이득을 식 (13)-(14)와 같이 유도할 수 있다.

$$K_{\theta} = \frac{\omega_D^2}{M_{\delta_{LOX}}} \tag{13}$$

$$K_q = \frac{(2\zeta_D \omega_D + M_q)}{M_{\delta_{LOX}}} \tag{14}$$

틸트로터 항공기는 회전익모드에서 좌우의 로터 회전면을 이용해 조종을 하므로, 로터 조종면의 보정오차를 극복하고 트림을 자동으로 유지하기 위해서 피치축과 롤축 자세 제어기에 적분기가 필수적으로 요구된다.

적분기의 시상수는 경험적 방법에 따라 시스템 고유주파수의 1/10 정도로 설정할 수 있으며, 이에 따라 적분이득( $K_{\theta_i}$ )은 식 (15)와 같이 설정할 수 있다[17].

$$K_{\theta_i} = \frac{\omega_D}{10} \cdot K_{\theta} \tag{15}$$

한편 가로축 자세 제어이득( $K_{\phi}, K_{\phi_i}$ )의 경우는  $M_q, M_{\delta_{LOX}}$  대신  $L_p, L_{\delta_{LAT}}$ 을 대입하면 동일한 수식을 이용하여 구할 수 있다.

방향축은 요각속도 오차명령과 가로가속도( $A_y$ ) 피드백으로 구성되었다. 방향축 이득은 식 (16)과 같이 구할 수 있다.

$$K_r = \frac{(\omega_D + N_r)}{N_{\delta_{PED}}} \tag{16}$$

방향축 선형시스템 제어기 모델에서 가로 가속도( $a_y$ )를 계산하기 위해서 식 (17)을 적용하였으며, 비행할 때는 관성 센서로부터 측정된 가로 가속도를 직접 피드백 한다.

$$a_y = \dot{v} + u \cdot r - w \cdot p - g \cdot \cos \theta \cdot \sin \phi \tag{17}$$

가로가속도 피드백 이득( $K_{a_y}$ )은 가로/방향축 운동방정식으로부터 해석적으로 유도할 수 있으나 운동모델이 아주 정확



하지 않으면 부정확한 값으로 계산된다. 따라서 페루프 시스템의 이득여유(> 6dB)와 위상여유(> 45deg) 요구조건을 만족하도록 가로/방향축 제어이득( $K_{\phi}, K_{\dot{\phi}}, K_p, K_r, K_{\dot{r}}$ )을 최적화하는 과정을 통해 가로가속도를 최소화할 수 있도록 수치적으로 계산하였다. 이를 위해 식 (18)과 같은 가격함수와 식 (19)의 구속조건을 정의하였다.

$$J = t \cdot \{(\phi_{cmd} - \phi)^2 + (r_{cmd} - r)^2 + a_y^2\}^2 + W_1 \cdot (\phi_{G.M} - 6)^2 + W_2 \cdot (\phi_{P.M} - 45)^2 + W_3 \cdot (r_{G.M} - 6)^2 + W_4 \cdot (r_{P.M} - 45)^2 \quad (18)$$

$$\text{Constraints : } \begin{cases} \phi_{G.M}, r_{G.M} \geq 6 \text{ (dB)} \\ \phi_{P.M}, r_{P.M} \geq 45 \text{ (deg)} \end{cases} \quad (19)$$

식 (18)의 가격함수에서 정상상태오차를 최소화 할 수 있도록 조종입력( $\phi_{cmd}, r_{cmd}$ )과 반응( $\phi, r$ )간 오차의 제곱에 시간( $t$ )을 곱하였다. 가로축과 방향축의 이득여유( $\phi_{G.M}, r_{G.M}$ )와 위상여유( $\phi_{P.M}, r_{P.M}$ )는 가능한 목표 값(6dB, 45deg)에 근접시키기 위해서 오차의 제곱을 사용하였다. 왜냐하면 이득여유와 위상여유를 증가시킬수록 이득이 더 작게 계산되어 제어시스템의 성능을 감소시키기 때문이다.

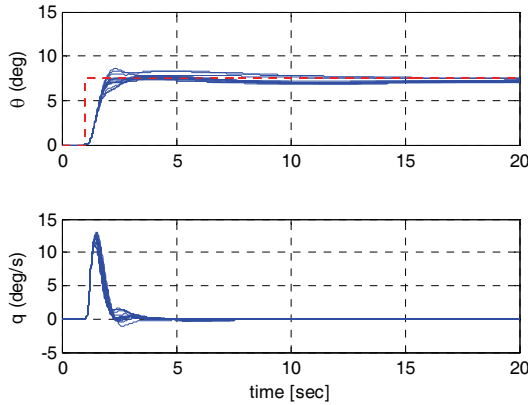


그림 7. 모든 설계점의 세로축 계단응답 특성.  
Fig. 7. Step responses to the pitch attitude commands in all design points.

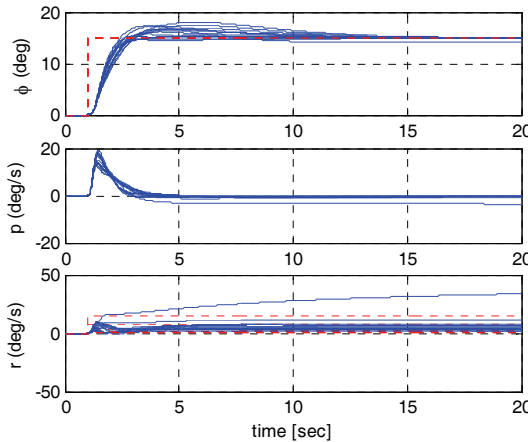


그림 8. 모든 설계점의 가로/방향축 계단응답특성.  
Fig. 8. Step responses to the roll attitude commands in all design points.

표 1. 이득여유 및 위상여유 최적화 결과.

Table 1. Optimization results of stability margin.

V <sub>CAS</sub> (km/h)	Tilt (deg)	Pitch		Roll		Yaw	
		G.M	P.M	G.M	P.M	G.M	P.M
0	90	19.4	54.1	12.1	57.6	<b>14.3</b>	<b>63.8</b>
35	85	17.8	57.3	13.5	66.3	<b>17.3</b>	<b>68.9</b>
45	80	19.0	58.4	14.0	68.6	<b>14.9</b>	<b>54.9</b>
70	70	18.2	56.7	14.6	60.7	<b>15.9</b>	<b>49.9</b>
86	60	17.9	54.5	14.9	49.7	<b>10.1</b>	<b>45.3</b>
97	50	17.1	52.7	15.6	55.6	<b>12.8</b>	<b>50.9</b>
105	40	16.5	51.8	16.8	80.6	<b>19.5</b>	<b>75.0</b>
112	30	15.9	50.7	17.1	76.3	<b>12.7</b>	<b>81.0</b>
118	20	15.4	50.6	17.2	72.8	<b>8.5</b>	<b>53.7</b>
127	10	15.9	49.2	16.5	71.2	<b>8.1</b>	<b>47.0</b>
138	0	15.9	47.5	14.8	64.6	<b>8.5</b>	<b>46.5</b>
160	0	14.8	45.5	13.1	64.8	<b>9.9</b>	<b>53.1</b>
180	0	13.7	45.2	11.6	61.8	<b>9.4</b>	<b>50.2</b>
200	0	13.9	45.4	11.0	61.0	<b>9.7</b>	<b>50.2</b>
210	0	14.3	45.1	10.8	61.3	<b>10.1</b>	<b>51.0</b>

수치적인 최적화를 위해서 MATLAB에서 제공하는 quasi-Newton 방법의 fmincon 함수를 사용하였으며, 최적화 결과가 안정성여유를 만족하지 못하는 경우에만 시간이 다소 오래 걸리지만 전역해를 찾아내는 PSO(Particle Swarm Optimization) 방법을 추가로 적용하였다.

최적화된 세로축 이득( $K_{\theta}, K_{\dot{\theta}}, K_q$ ) 과 가로/방향 축의 이득( $K_{\phi}, K_{\dot{\phi}}, K_p, K_r, K_{\dot{r}}$ )을 적용한 선형시스템의 이득여유와 위상여유를 표 1 에 도시하였다. 모든 설계점에서 이득여유 6 dB 이상, 위상여유 45 도 이상을 만족함을 알 수 있다. 최적화로 도출된 이득을 적용한 세로축 및 가로/방향축 페루프 시스템의 계단응답을 그림 7과 8에 각각 도시하였다. 표 1의 모든 설계점에 대해 계단응답특성은 명령을 잘 추종하였다. 다만 호버조건에서는 롤명령에 의해 다소 과도한 요각속도 반응이 발생하였다.

롤 자세명령( $\phi_{cmd}$ )에 의해 발생하는 정상선회(Coordinated Turn) 알고리즘에 의해 방향축의 요 각속도 명령이 식 (20)과 같이 연동되어 발생하도록 설계되었으며, 그림 8의 세 번째 그림에 요 각속도 명령( $r_{cmd}$ )과 요 각속도 반응을 도시하였다.

$$r_{cmd} = \frac{g}{V_T} \sin \phi_{cmd} \quad (20)$$

#### IV. 고도/속도/방위 유지모드 설계

제 III 장에서 설계된 자세제어기의 외부에 내부조종사가 노브 다이얼로 고도/속도/방위 명령을 입력하여 자동으로 비행할 수 있도록 유지모드를 설계하였다.

서론에서 간략하게 언급된 바와 같이 회전익모드에서는 고도제어에 추력명령( $\delta_{col}$ )을 사용하고 속도제어에 피치 자세각 명령( $\theta_{cmd}$ )을 사용한다. 또한 회전익과 반대로 고정익에서는 고도제어에 피치 자세각 명령을 사용하고 속도제어에 추력명령을 사용한다. 이와 같이 나셀의 틸트에 따라 고도유지모드와 속도유지모드는 서로 보완적으로 동작하므로, 두 모드가 동시에 인가되도록 설계되었다.

회전익기의 경우 상승율이 전진속도에 따라 다르며, 상승

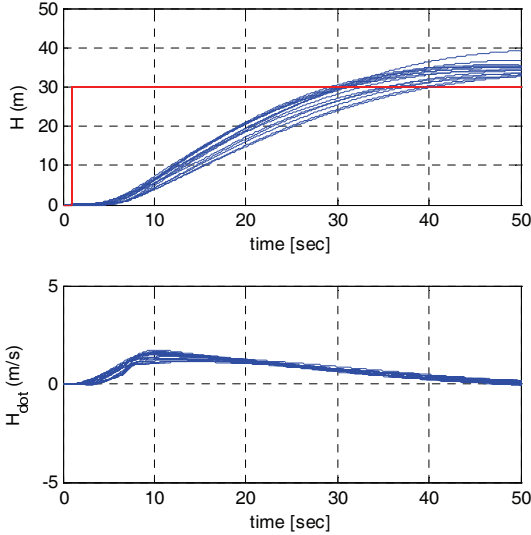


그림 9. 고도유지모드 계단응답특성.  
Fig. 9. Step responses to the altitude commands.

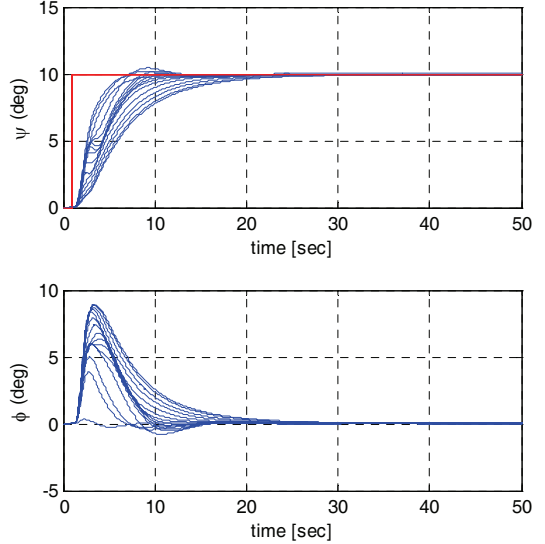


그림 11. 방위각 유지모드 계단응답특성.  
Fig. 11. Step responses to the heading commands.

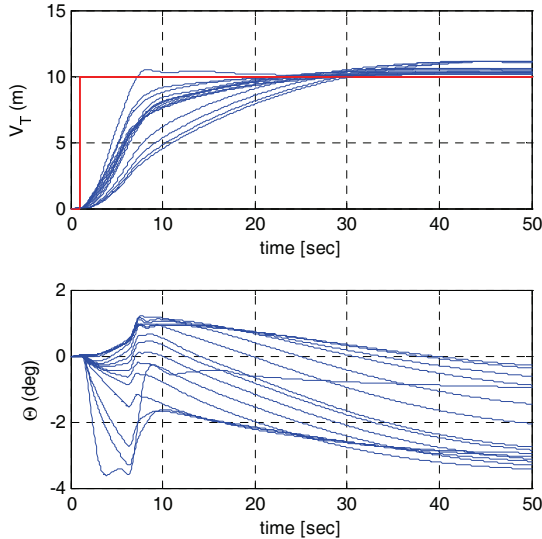


그림 10. 속도유지모드 계단응답특성.  
Fig. 10. Step responses to the speed commands.

롤이나 하강롤이 비행한계를 초과하면 매우 위험한 상황에 빠질 수 있다. 따라서 회전익 항공기의 경우는 외부로부터 고도오차명령을 내부로부터의 고도율 오차명령으로 변환해서 사용하는 것이 바람직하다. 고도오차명령의 비례이득( $K_h$ )으로부터 고도율 오차명령이 생성되고 미분( $K_{dh}$ ) 및 적분이득( $K_{di}$ )을 통해 추력명령이 생성되도록 식 (21)-(22)와 같이 설계하였다[18].

$$\dot{h}_{cmd} = K_h (h_{cmd} - h) \tag{21}$$

$$\delta_{COL} = \left( K_{di} + \frac{K_{dh}}{s} \right) \cdot (\dot{h}_{cmd} - \dot{h}) \tag{22}$$

속도유지모드는 일반적인 비례( $K_v$ ), 적분제어( $K_{vi}$ ) 구조를 사용하였으며, 식 (23)과 같이 회전익모드에서 속도제어의 출력이 피치자세각 명령이 되도록 설계하였다.

고도유지 및 속도유지 제어기의 계단입력에 대한 모든 설계점에서의 시뮬레이션 결과를 그림 9와 10에 도시하였다. 속도유지모드는 나셀의 틸트 각속도의 제한으로 인해 2km/h/sec의 가속도 제한이 설정되어있으며, 고도유지모드에서는 고도센서의 변경 등에 의한 급작스런 센서정보의 불연속상황을 극복하기 위해서 0.5 m/sec<sup>2</sup>의 제한이 설정되었다. 이로 인해 그림 9와 10에서 초기반응이 부드럽게 증가하고 정상상태 오차가 다소 발생하였다.

방위유지모드는 방위각 오차명령에 비례( $K_\psi$ )하여 롤 자세 명령이 발생하도록 식 (24)와 같이 설계하였다. 이때 식 (20)의 정상선회 로직에 의해 요각속도 명령이 동시에 생성된다.

$$\phi_{cmd} = K_\psi (\psi_{cmd} - \psi) \tag{24}$$

정지비행 시에는 방위각 변경을 위해 요 각속도 명령만을 사용하고, 정상선회 롤 명령은 차단된다. 이때 페달 스틱을 중립위치에 두면 방위각을 유지한다. 방위명령에 의한 롤 명령은 회전익 모드에서 속도에 따라 점진적으로 증가하며, 틸트각 80도 이하의 천이모드에서는 최대 롤 자세명령을 발생시킨다.

방위유지 제어기의 계단입력에 대한 모든 설계점에서의 시뮬레이션 결과를 그림 11에 도시하였으며, 주어진 명령을 매우 잘 추종함을 알 수 있다.

### V. 유도제어루프 설계

대부분 무인기의 임무는 지도상의 목표점을 따라 자율적으로 비행하면서 실시간 영상정보를 획득하는 것이다. 따라서 지도상의 위치정보와 이동속도, 고도를 설정하면 무인기의 유도제어기가 자율적으로 제어명령을 발생시키며 내부조종사는 시스템의 고장여부를 모니터링 하거나 임무를 변경하는 역할을 수행한다.

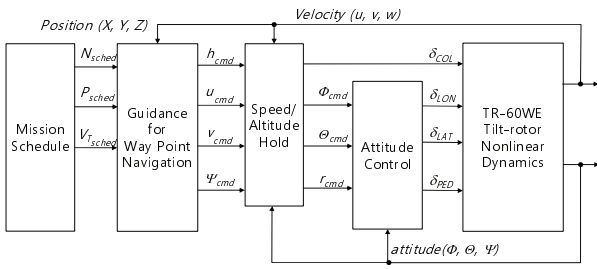


그림 12. 유도제어루프의 구조.

Fig. 12. Structure of the guidance control loop.

시선각 (LOS) 유도법칙[17]을 이용하여 그림 12와 같은 구조로 유도제어기를 설계하였다. 맨 앞쪽의 임무계획 블록에 위치정보와 속도가 포함된 비행경로계획을 입력하면 유도제어기에 의해 속도, 고도, 방위각 명령이 생성되고, 유지모드를 통해 추력과 자세명령이 생성되어 무인기를 자율적으로 제어하게 된다.

설계된 유도제어기에 표 2의 비행계획을 입력한 후 비선형 시뮬레이션을 수행한 결과를 그림 13-15에 도시하였다.

주어진 사전계획 경로점을 따라 자동이착륙 및 천이비행을 포함하여 고정익 모드 비행 시뮬레이션을 수행하였다. 3차원 비행경로를 그림 13에 도시하였고, 이 때의 천이경로선을 그림 14에 도시하였다. 가속과 감속시 천이경로선에 20km/h의 편차가 발생한다. 대기속도 잡음에 의한 나셀각의

표 2. 사전계획모드 경로점 정보.

Table 2. Waypoint information of preprogrammed mode.

Point No.	Position			Speed (Km/h)
	North (m)	East (m)	Altitude (m)	
1	0	0	0	0
2	0	0	30	0
3	2000	0	300	160
4	2000	2000	300	180
5	0	2000	300	180
6	-2000	2000	180	160
7	-2000	0	30	160
8	-1800	0	30	160
9	0	0	30	0
10	0	0	-1	0

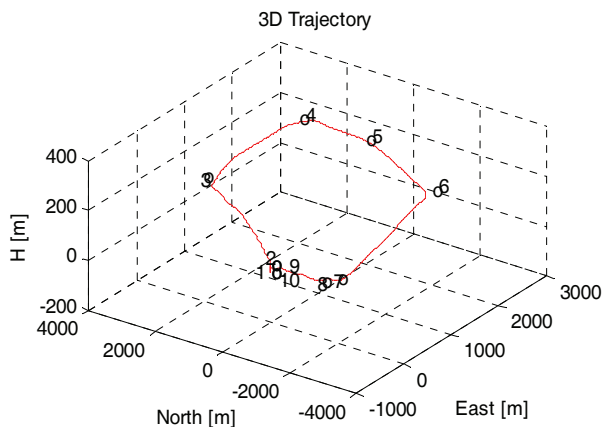


그림 13. 사전계획모드 시뮬레이션 결과.

Fig. 13. Simulation results of preprogrammed mode.

잡은 변화를 방지하기 위해서 특정 틸트각에서의 스케줄된 속도보다 일정한 값 이상의 속도오차가 발생할 경우에만 나셀이 틸트되도록 제한했기 때문이다.

사전계획모드의 속도 및 고도유지성능을 그림 15에 도시하였다. 앞서 그림 9와 10에서 검증된 선형 시뮬레이션 결과와 같이 비선형 시뮬레이션에서도 주어진 고도/속도 유지명령을 잘 추종하였다. 세 번째 그림은 통과한 경로점 번호(#)와 다음 경로점까지의 거리(R)를 보여준다.

점항법 시뮬레이션을 위해서 표 3에 도시한 점항법 정보를 그림 12의 유도제어기에 입력한 후 그 결과를 그림 16에 도시하였다. 주어진 목표점의 선회속도 160 km/h에 대해 정상선회 반경인 450m에 맞춰 점선회를 수행하였다.

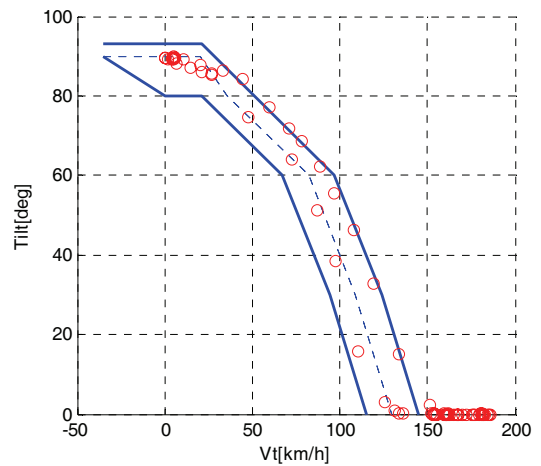


그림 14. 사전계획모드에 의한 천이경로선 변화.

Fig. 14. Conversion corridor of preprogrammed mode.

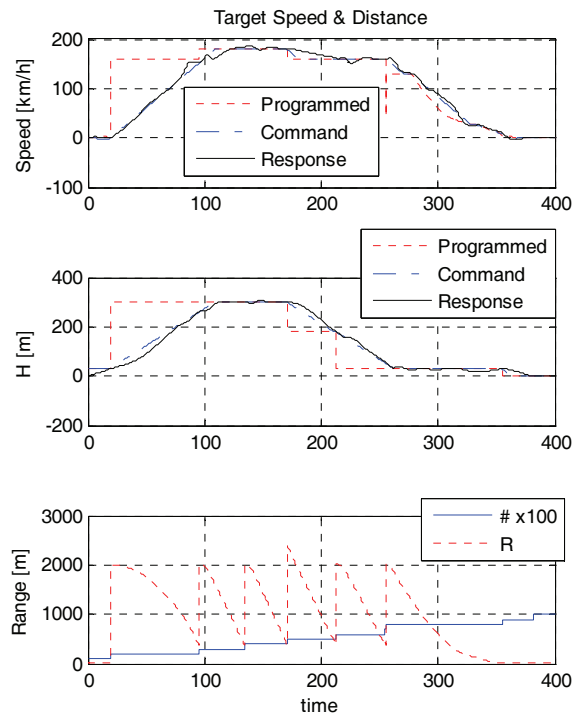


그림 15. 속도, 고도, 잔여거리 선도.

Fig. 15. Responses of speed, altitude, distance from waypoints.

표 3. 점항법 경로점 정보.

Table 3. Waypoint information of point turn.

Point No.	Position			Speed (Km/h)
	North (m)	East (m)	Altitude (m)	
1	0	0	0	0
2	0	0	30	0
3	2000	0	300	160

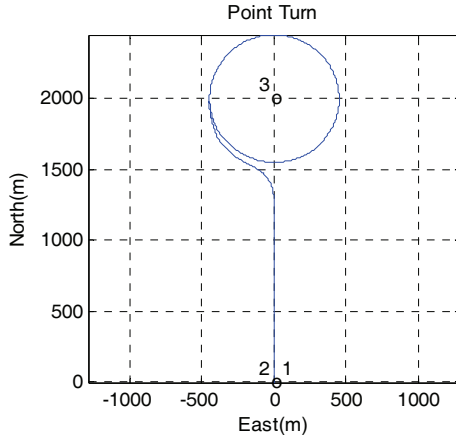


그림 16. 점항법 시뮬레이션 결과.

Fig. 16. Simulation result of point turn.

VI. 결론

본 논문에서는 세계 최초의 양산형 틸트로터 무인기를 목표로 개발되고 있는 TR-60 무인기의 성능개량을 위해 확장 날개를 나셀 바깥쪽에 장착한 개량모델에 대한 제어법칙 설계결과를 제시하였다.

기본 TR-60 틸트로터 무인기와 확장날개 모델의 천이경로 선과 조종력 모멘트를 비교 도시하였다. 이 선형모델을 이용해서 피치, 롤 자세 안정화 내부제어기를 설계하고, 최적화를 통해 모든 설계점에서 안정여유 요구도를 만족시켰다. 외부 루프에 고도, 속도, 헤딩유지모드를 설계하고, 시선각(LOS) 유도법칙을 이용해서 유도제어기를 설계하였다.

자동이착륙을 포함한 사전계획모드와 점항법 제어를 설계하였으며, 비선형 시뮬레이션을 통해 전체 제어기의 성능을 검증하였다.

본 논문의 제어법칙이 적용된 TR-60 확장날개 무인기를 이용하여 2014년말까지 천이비행을 완료할 예정이다.

REFERENCES

[1] Y. S. Kang, B. J. Park, A. Cho, C. S. Yoo, and S. O. Koo, "Analysis of flight test result for control performance of smart UAV," *Journal of Aerospace Technology (in Korean), KARI*, vol. 12, no. 1, pp. 22-31, Jul. 2013.

[2] Y. S. Kang, B. J. Park, A. Cho, C. S. Yoo, and S. W. Choi, "Envelop expansion flight test of flight control systems for TR-60 Tilt-rotor UAV," *ICCAS 2013*, pp. 1866-1871, Oct. 2013.

[3] C. S. Yoo, A. Cho, B. J. Park, and Y. S. Kang, "Sea wave modeling analysis and simulation for shipboard landing of tilt rotor unmanned aerial vehicle," *Journal of KSAS (in Korean)*, vol. 42, no. 9, 2014.

[4] Y. S. Kang, N. W. Kim, B. S. Kim, and M. J. Tahk, "Autonomous waypoint guidance for tilt-rotor unmanned aerial

vehicle that has nacelle fixed auxiliary wings," *Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 4 Mar. 2014 (Accepted for Publication), doi:10.1177/095441001452 5127.

[5] S. J. Hwang, Y. S. Kim, M. K. Lee, and J. M. Kim, "Tiltrotor-wing aircraft," Korean Patent No.10-0822366., 2008.04.08.

[6] J. M. Kim, "Recent world trend in VTOL aircraft development: Good timing for Korean aircraft industry to escape from red ocean," *The Journal of Aerospace Industry (in Korean), ISSN 1738-1169*, vol. 79, pp. 10-24, Dec. 2013.

[7] Croft, John, "Sikorsky X2 hits 250kt goal," *Flight International*. Retrieved 2010-09-16.

[8] Finnegan, Joy editor-in-chief (1 October 2010). "Sikorsky Breaks 250 KTAS Record," *Rotor & Wing*. Retrieved, Oct. 2010.

[9] R. L. Robb, "Hybrid helicopters: Compounding the quest for speed," *Vertiflite, Summer 2006*, p. 49, 2006.

[10] J. Kennedy and R. Eberhart, "Particle swarm optimization," *Proc. of the IEEE International Conference on Neural Networks*, Perth, Australia, pp. 1942-1945, 1995.

[11] J. H. Lee, H. Ryu, and B. M. Min, "Automated control gain determination using PSO/SQP algorithm," *Journal of Aerospace Technology (in Korean), KARI*, vol. 7, no. 1, pp. 61-67, Jul. 2008.

[12] P. B. Harendra, M. J. Joglkar, T. M. Gafey, and R. L. Marr, "V/STOL tilt rotor study - A mathematical model for real time flight simulation of the bell 301 tilt rotor research aircraft," NASA-CR-114614, NASA, Apr. 1973.

[13] C. S. Yoo, H. S. Choi, B. J. Park, S. J. Ahn, and Y. S. Kang, "Development of simulation program for tilt rotor aircraft," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems (in Korean)*, vol. 11, no. 3, pp. 193-199, Mar. 2005.

[14] M. K. Lee and I. Lee, "Performance enhancement of tiltrotor UAV using NFAW (Nacelle-Fixed Auxiliary Wing)," *ALAA Journal of Aircraft*, vol. 50, no. 1, pp. 319-324, 2013.

[15] M. K. Lee, "A study on enhancement of tiltrotor performance and whirl flutter stability using nacelle-fixed auxiliary wing," Ph.D. thesis, School of Mechanical, Aerospace and Systems Engineering, KAIST (in Korean), 2013.

[16] J. M. Schaeffer and L. M. Cullen, "Operational procedures and control laws for transport category performance in the bell-Agusta 609 tilt-rotor," *AHS 63<sup>rd</sup> Annual Forum*, May 2007.

[17] T. I. Fossen, *Marine Control Systems – Guidance, Navigation and Control of Ships, Rigs and Underwater Vehicles. MarineCybernetics (http://www.Marinecybernetics.com)*, Norway, 2002.

[18] Y. S. Kang, E. T. Kim, and I. H. Choi, "Design of the upper mode control for helicopter fly-by-wire systems," *KSAS Fall Conference (in Korean)*, FB4-1, 2013.



강영신

1992년 인하대학교 항공공학과(공학사). 1994년 서울대학교 항공우주공학과(공학석사). 2014년 KAIST 기계항공시스템 학부 항공우주공학전공(공학박사). 2004년~현재 한국항공우주연구원 미래비행 체계실. 관심분야는 유도 및 제어, 신경망제어.





**박 범 진**

1999년 충남대 항공우주공학과 졸업.  
2002년 동 대학원 석사. 2006년 동 대학  
원 박사. 2006년~현재 한국항공우주연구  
원 미래비행체계실. 관심분야는 비행제  
어 및 응용, 모델링.



**조 압**

2003년 서울대 기계항공공학부 졸업.  
2010년 동 대학원 박사. 2010년~현재 한  
국항공우주연구원 미래비행체계실. 관  
심분야는 GPS/INS 통합항법 및 비행제  
어, 함상이착륙.



**유 창 선**

1987년 한국항공대 기계공학과 졸업.  
1991년 한국과학기술원 석사. 2003년 충  
남대학 박사. 1991년~현재 한국항공우주  
연구원 미래비행체계실. 관심분야는 비  
행제어, 시뮬레이션, 충돌회피.