

# 스마트 무인기의 헬리콥터 모드 SCAS 설계

## SCAS Design of the Smart UAV in the Helicopter Mode

이장호, 민병문, 김응태(한국항공우주연구원)

### 1. 서론

현재 국내에서는 스마트무인기 기술개발 사업의 일환으로 틸트로터(Tilt-rotor) 형상을 갖는 무인기가 개발되고 있다. 이러한 틸트로터 무인기는 헬리콥터의 호버링 및 제어성능과 고정익 터보프롭 항공기의 순항속도와 효율이 결합된 기체이다. 이에 따라 틸트로터 무인기는 헬리콥터 모드와 항공기 모드 및 두 비행 모드 사이의 변환 과정인 천이 모드를 갖게 되고, 각 비행 모드에 따라 각 조종간 입력이 서로 다른 제어명령을 생성하게 된다.

본 연구에서는 상세설계평가(CDR; Critical Design Review)가 완료된 스마트무인기의 헬리콥터 모드에서의 운용을 위해 설정된 제어모드인 Ground Mode, Inertial Velocity Mode, Forward Mode 및 High Speed Mode에 대한 종방향과 횡방향의 안정성 및 조종성 증강장치(SCAS; Stability & Control Augmentation System)를 설계하였다. 각 제어모드의 SCAS는 고전 제어기 구조를 갖는다. 고전제어 기법에 근거한 제어기 설계는 설계 과정이 단순한 반면, 개인 값의 튜닝 과정이 체계적이지 못하고 설계자의 경험에 의존하게 되는 단점이 있다. 따라서 본 연구에서는 제어 시스템의 성능 요구조건 및 다양한 구속조건을 효과적으로 다룰 수 있는 공진화 기법(Co-Evolutionary Augmented Lagrangian Method)[1,2]을 이용하여 제어기 개인 값을 설정하였다. 본 연구에서 사용된 공진화 기법은 항공기의 제어 시스템 설계에 효율적으로 이용되어져 왔다[3-5].

### 2. 스마트무인기의 SCAS 설계점 및 제어모드

스마트무인기의 SCAS 설계를 위하여 비행 속도 및 나셀 각에 따라 Table 1과 같이 총 10개의 설계점을 설정하였다. 모든 설계점에서 엔

진 속도는 9630(deg/sec)로 동일하고 플랩 각은 비행속도 및 비행모드에 따라 자동적으로 결정되게 된다. Table 1에 정리된 바와 같이 헬리콥터 모드의 제어모드는 Ground Mode, Inertial Velocity Mode, Forward Mode 및 High Speed Mode 등 비행속도에 총 4개로 구분되어 있으며, 천이 모드 및 항공기 모드에서의 제어모드는 Conversion Mode와 Airplane Mode가 존재한다.

[Table 1] Design Points for SCAS Design of Smart UAV Model

Flight Mode	$V_I$ (km/h)	$\beta_M$ (deg)	$\Omega$ (deg/sec)	Control Mode
Helicopter Mode	0	90.0	9630	Ground & Inertial Velocity
	40	90.0	9630	Forward
	80	85.5	9630	High Speed
	133	80.0	9630	
Conversion Mode	188	60.0	9630	Conversion
	216	30.0	9630	
Airplane Mode	250	0.0	7704	Airplane
	300	0.0	7704	
	400	0.0	7704	
	466	0.0	7704	

스마트무인기의 경우 제어 시스템의 출력이 각 조종간 명령으로 입력되고, 이는 내부의 믹서로직을 거쳐 비행 모드에 따라 각각의 조종면을 구동시키게 된다. 따라서 각 조종간 입력은 비행모드에 따라 다른 제어 명령으로 분배되는데 Table 2는 이를 정리한 내용이다.

Ground Mode는 고도 20m 이하의 헬리콥터 호버링 제어에 적용되는 제어 모드로, 자세각과 요각 변화율을 제어하게 된다. Inertial Velocity Mode는 고도 20m 이상에서의 호버링 및 전진속도가 40km/h 이하일 경우에 적용되는 제어 모드로써, 종방향 및 횡방향 관성 속도를

제어하게 된다. Forward Mode는 전진속도가 40km/h 이상 80km/h이하인 경우에 적용되는 제어 모드로 Ground Mode와 마찬가지로 자세 제어를 하게 된다. 그리고 High Speed Mode는 천이 모드에 진입하기 전 단계의 제어 모드로, 종방향의 경우에는 천이 모드 진입을 위해 필요한 가속도를 얻기 위하여 가속도 제어를 하게 되고 횡방향은 자세 제어를 수행하도록 되어 있다.

[Table 2] Command Authority of Control Mode

Control Mode	Long. Stick	Lat. Stick	Vert. Stick	Dir. Stick
Ground	Pitch attitude	Roll attitude	Thrust	Yaw rate
Inertial Velocity	Long. inertial vel.	Lat. inertial vel.	Vertical velocity	
Forward	Pitch attitude	Roll attitude with turn coordination		Disabled
High Speed	Airspeed accel/decel			
Conversion	Airspeed bias $\pm 20\text{kph}$			
Airplane	Airspeed accel/decel			

3. 헬리콥터 모드의 SCAS 설계

스마트무인기는 Table 2에서 살펴본 바와 같이 비행 모드에 따라 조종간 입력이 서로 다른 명령을 생성하기 때문에 각 제어 모드에서 SCAS가 다른 구조를 갖게 된다. 본 연구에서는 헬리콥터 모드에서 제시된 4가지의 제어 모드에 대한 종방향 및 횡방향 SCAS를 공진화 기법을 이용하여 설계하였다. 헬리콥터 모드의 종방향 피치 축 SCAS와 횡방향 롤 축 및 요 축 SCAS의 구조는 Fig. 1 ~ Fig. 3에 도시된 바와 같고, 제어 시스템의 성능 요구도는 Table 3에 정리하였다.

Table 3. Control System Requirements

Damping Ratio	$\zeta \geq 0.7$
Natural Frequency (rad/sec)	$2.0 \leq \omega_n \leq 3.0$
Gain Margin (dB)	$6.0 \leq GM$
Phase Margin (deg.)	$45.0 \leq PM$

3.1 Pitch Axis SCAS 설계 결과

헬리콥터 모드의 종방향 피치 축 SCAS 설계 결과는 Fig. 4에 정리하였으며, 각 제어 모드의 SCAS에 대한 시간 응답 특성을 도시한

것으로, 제어 모드에 따라 자세 각과 속도 및 가속도 명령의 제어가 제시된 제어 시스템의 요구 성능을 충족시키고 있다는 사실을 확인할 수 있다.

3.2 Roll Axis SCAS 설계 결과

롤 축 SCAS의 설계 결과는 Fig. 5에 정리하였으며, 롤 축 SCAS 역시 피치 축 SCAS 설계 결과에서 제시된 바와 같이 제어 시스템의 성능 요구도를 충분히 만족시키고 있다.

3.3 Yaw Axis SCAS 설계 결과

요 축 SCAS는 헬리콥터의 호버링과 저속의 비행 상태인 Ground Mode와 Inertial Velocity Mode에서만 독립적으로 제어가 가능하고, 그 외의 제어 모드에서는 유용하지 않지만 override 상태일 때는 제어가 가능하다. 본 연구에서 고려한 설계점은 Ground Mode와 Inertial Velocity Mode가 동일하다. 요 축 SCAS의 설계 결과는 Fig. 6에 정리하였다.

4. 결론

본 연구에서는 스마트무인기의 헬리콥터 모드에 대한 3축의 SCAS를 고전제어 기법을 이용하여 설계하였다. 헬리콥터 모드에 대한 SCAS 설계 결과, 본 연구에서 설계된 SCAS가 제시된 성능 요구조건 충분히 만족함을 확인할 수 있었다

후기

본 논문은 산업자원부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 기술개발사업(스마트무인기 기술개발사업)의 일환으로 수행되었습니다.

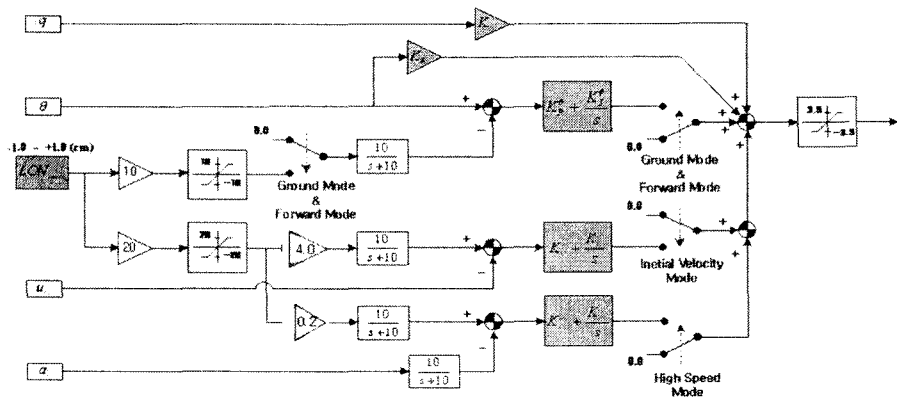
참고문헌

[1] M. J. Tahk and B-C. Sun, "Co-evolutionary Augmented Lagrangian Methods for Constrained Optimization," *IEEE Transaction on Evolutionary Computation*, Vol. 4, No. 2, July 2000.  
 [2] M. J. Tahk, "Co-Evolution and Numerical Optimization (invited lecture)," *ICCAS 2004*, Bangkok, Thailand, Aug. 2004.  
 [3] J. W. Hwang and M. J. Tahk, "Autopilot

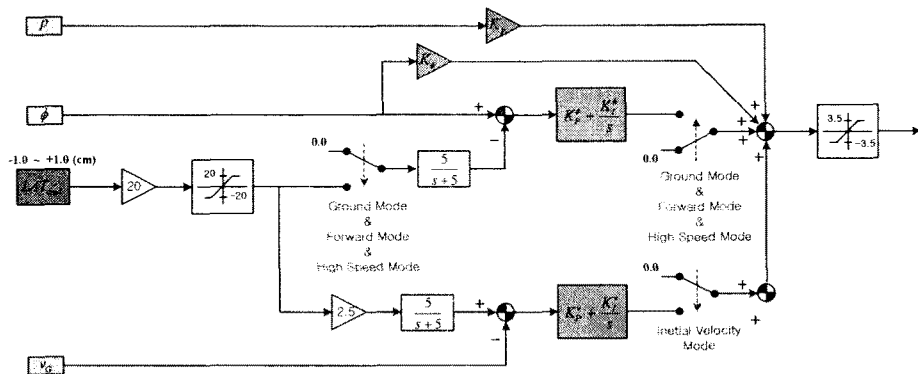
Design Using Co-evolutionary Augmented Lagrangian Methods," *JSASS Aircraft Symposium*, Yokosuka, Japan, Oct. 1998.

[4] C. S. Park and M. J. Tahk, "A Co-evolutionary Minimax Solver and Its Application to Autopilot Design," *AIAA Conference on Guidance, Navigation, and Control*, Boston, Mass., USA, Aug. 1998.

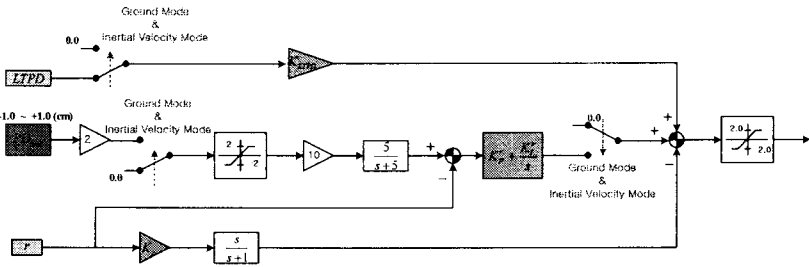
[5] 신호상, 민병문, 탁민제, "공진화 기법을 적용한 틸트로터 항공기의 제어기 최적화에 관한 연구," *한국항공우주학회 춘계학술대회 논문집*, 2005.



<Fig. 1> Control System Structure of Pitch Axis SCAS in Helicopter Mode



<Fig. 2> Control System Structure of Roll Axis SCAS in Helicopter Mode



<Fig. 3> Control System Structure of Yaw Axis SCAS in Helicopter Mode

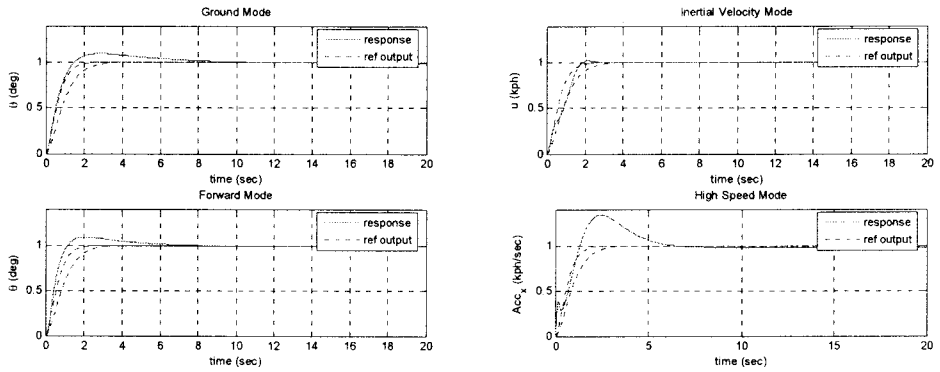
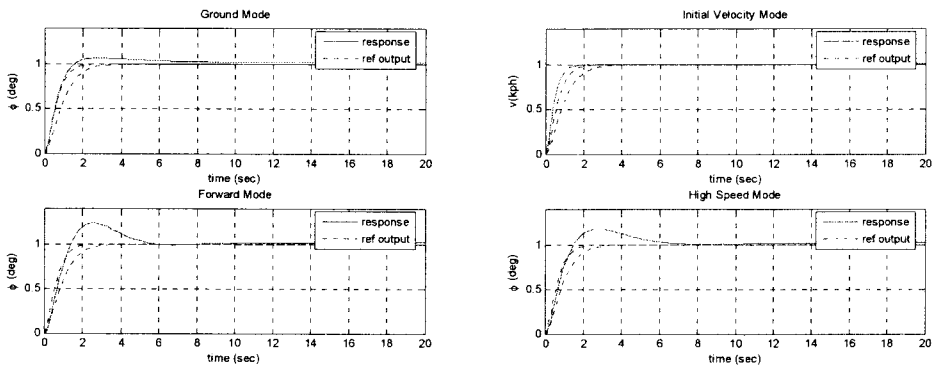
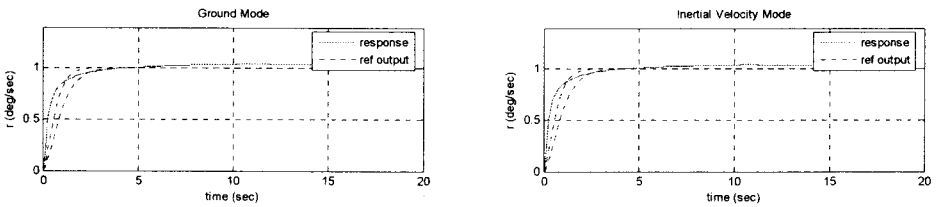


Fig. 4 Time Response of Pitch Axis SCAS



<Fig. 5> Time Response of Roll Axis SCAS



<Fig. 6> Time Response of Yaw Axis SCAS