

## $H_\infty$ 기반 틸트로터 항공기 횡방향 SCAS 설계

이장호\* · 유창선\*\* · Daniel J. Walker\*\*\*

### Design of Lateral SCAS based on $H_\infty$ for Tilt Rotor Aircraft

Jangho Lee\* · Changsun Yoo\*\* · Daniel J. Walker\*\*\*

#### ABSTRACT

The tilt rotor aircraft has the flight characteristics which takes off vertically like a helicopter and flies forward like an airplane. Especially, the transition process from a helicopter to an airplane mode requires not only the mixing of control inputs but also the stability and controllability augmentation system(SCAS) in order to keep the safe flight because there are compound flight dynamic characteristics of a helicopter and an airplane including non-linearity, uncertainty. This paper describes the design of SCAS in a lateral motion for the tilt rotor aircraft based on the  $H_\infty$  control method, which was performed from mathematical model with weighting matrix based on the relationship between the  $H_\infty$  norm and the sensitivity function. Through simulation analysis for the controller designed on the  $H_\infty$  control theory, it was shown that this method may be applied to the control design of the tilt rotor aircraft.

Key Words: H-infinity, Tilt Rotor, UAV, SCAS, Sensitivity Function

#### 1. 서 론

본 논문에서는 틸트로터 항공기의 비행제어를 위하여  $H_\infty$  기법을 이용하여 설계한 후 시뮬레이션을 통한 성능을 검증하였다. 틸트로터 항공기는 틸트로터 무인기로서 날개 끝에 위치한 나

셀각을 변화시킴으로써 헬리콥터의 호버링 기능과 고정익기의 순항기능이 모두 가능한 비행체이다. 하지만, 헬기모드와 고정익모드 사이의 천이모드는 복잡한 형상과 비선형으로 인하여 새로운 접근방법의 제어기법이 필요하다.

고전제어기법을 적용한 비행제어시스템은 여러 트림조건에서 선형화한 모델을 필요로 하며, 각각의 트림조건에 대한 선형제어기를 설계하여 게인 스케줄링(gain scheduling) 기법을 통하여 이러한 설계점을 통합하게 된다. 하지만 다양한

\* 선임연구원, 한국항공우주연구원 항행제어팀

\*\* 책임연구원, 한국항공우주연구원 스마트무인기사업단

\*\*\* Professor, University of Liverpool, UK

연락처, E-mail: jh7677@kari.re.kr

동특성을 나타내고 비선형성과 불확실성이 강한 틸트로터 항공기를 이러한 고전 설계방법으로 설계하는 것은 매우 지루하고 시간이 많이 소요되는 작업이다. 왜냐하면, 전 비행영역(flight envelope)에 걸쳐 많은 설계점과 동작점이 존재하기 때문이다. 이러한 문제를 해결하기 위해  $H_\infty$  강건제어기법을 이용한 제어기를 설계하였으며, 이를 틸트로터 항공기의 SCAS 설계에 적용하였다.

## 2. 항공기 모델

본 연구에 사용된 틸트로터 항공기는 미국 NASA에서 XV-15의 전신으로 개발한 TR-301 유인 항공기를 모델로 하였으며 항공기 형상과 제원은 각각 Fig. 1과 Table. 1과 같다.

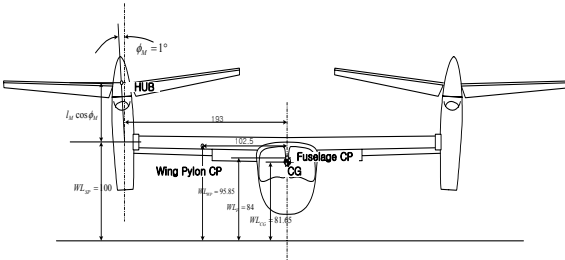


Fig. 1 Tilt Rotor TR-301 제원

Table. 1 TR-301 틸트로터 항공기 제원

항목	제원
이륙중량	13,000 lb
순항속도	260 Knots
운용고도	30,000 ft
동체길이	42.2 ft
날개길이	32.2 ft
동체높이	12.8 ft

상기의 항공기 모델에 대한 비선형 프로그램에서 트림과 선형모델을 계산하였다. 횡방향 운동에 대한 상태변수  $x = [\phi \ p \ r \ \psi]$  는 횡방향에 대한 속도와 롤 자세각 및 각속도이며 제어입력  $u = [th0d \ \delta_a]$  는 횡방향 사이클릭 입력과 방향키

입력값이다. 회전익 모드에서 전진속도 120 Kts 조건에서 제어기 설계를 위한 선형모델은 다음과 같다.

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

$$A = \begin{bmatrix} 0.0 & 1.0 & -0.2350 & 0.0 \\ 0.0 & -1.7315 & 0.5197 & -0.0059 \\ 0.0 & 0.3001 & -0.5354 & 0.0062 \\ 31.3316 & -46.9479 & -195.0973 & -0.1061 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.0 & 0.0 \\ 0.7760 & 0.0007 \\ -0.1191 & 0.0026 \\ 0.1676 & 0.0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

## 3. $H_\infty$ 제어기 설계

### 3.1 제어기 구조

시불변 선형시스템에서  $H_\infty$  제어기 설계는 제어입력  $u$ , 외란  $w$ , 에러  $z$ , 측정치  $\nu$ 로 주어지는 폐루프 시스템  $P$ 가 내적으로 안정할 때 외란  $w$ 에 대한 에러  $z$ 의 폐루프 전달함수의 norm이 최소가 되도록 제어기 이득값  $K$ 를 결정하는 것이다.

$$\dot{x} = Ax + B_1w + B_2u$$

$$\begin{bmatrix} z \\ \nu \end{bmatrix} = P \begin{bmatrix} w \\ u \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} \\ P_{21} & P_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w \\ u \end{bmatrix}$$

여기서  $B_1$ ,  $B_2$ 는 각각 외란  $w$ 와 제어입력  $u$ 에 대한 행렬임. 본 논문에서는 외란을 고려하지 않고, 제어입력  $u$ 에 대한 선형식을 사용하여 식(1)에서  $B$ 로 나타내었다.

$H_\infty$  제어기를 설계하기 위한 틸트로터 항공기의 횡방향 SCAS 구조는 Fig. 2와 같다. 여기서 제어대상이 되는 틸트로터 항공기 모델이  $G(s)$ , 제어변수는 항공기 경사각인  $\phi$ (phi)가

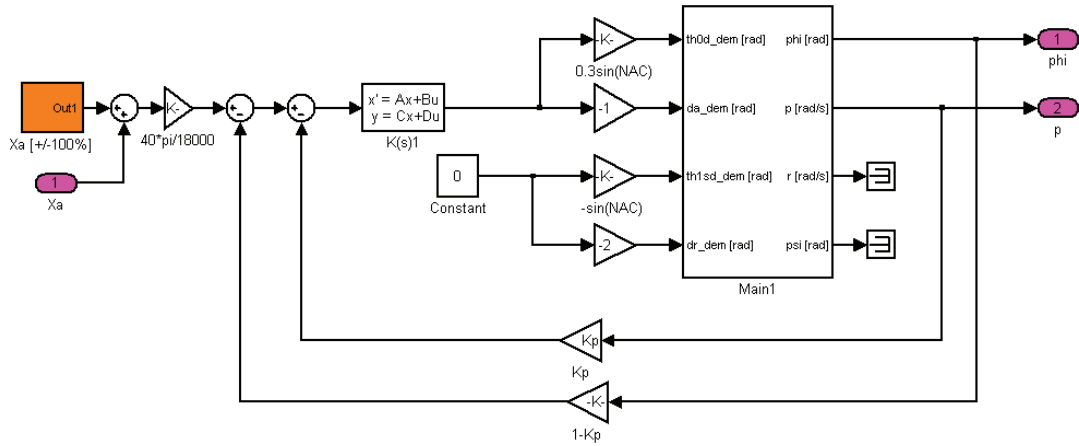


Fig. 2  $H_\infty$  제어기의 횡방향 SCAS 구조

$y(t)$ 이며, 횡방향 조종스틱  $X_a$  입력에 대한 일정 비율(gearing)로 감소한 값이 기준값  $r(t)$ 이다.

횡방향 조종스틱  $X_a$  입력에 대해 횡방향 사이클릭 입력  $th0d$ 과 방향키 입력  $\delta_a$ 이 제어입력으로 사용되며 롤 자세각과 자세각 변화율이 각각 되먹임된다.

게인 블록  $K(s)$ 는 민감도 함수  $(I + GK)^{-1}$ 의  $H_\infty$  norm을 최소화할 때 얻어지는 이득값이다.

틸트로터 항공기의 롤 운동은 낫셀 틸트각이 90도인 회전익 모드에서는 좌우 로터 회전면을 같은 방향으로 기울여 롤링 모멘트를 발생시키고, 낫셀 틸트각이 0도인 고정익 모드에서는 로터 회전면 대신 에일러론 조종면을 이용하여 롤링 모멘트를 발생시킨다. 따라서 횡방향 사이클릭 입력인  $th0d$ 는 Fig. 2에  $0.3 \cdot \sin(NAC)$ 과 같이 입력됨으로써 회전익 모드( $NAC=90deg$ )부터 고정익 모드( $NAC=0deg$ )까지 정현파형의 이득을 갖도록 스케줄링 되어 있다. 에일러론 조종면은 저속인 회전익 모드에서는 항공기 운동에 적은 영향을 미치고, 고속인 고정익 모드에서 항공기 횡운동에 가장 큰 영향을 준다. 그런데 본 논문에서는 이러한 에일러론 조종면이 모든 비행모드에서 동작되도록 설계되어 있다.

### 3.2 민감도 함수 설계

$H_\infty$  제어기 이득값  $K_\infty$ 를 결정하기 위해 보상기  $W$ 를 사용하였다.

$$W = \frac{1}{M} \frac{s/\omega_B + M}{s/\omega_B + A}$$

Figure 3과 같이 여기서  $A$ 는 정상상태 오차의 최대 설계 제한값으로서,  $M$ 은 민감도 함수의 피크값의 최대 설계 제한값으로서,  $\omega_B$ 는 페루프 밴드폭의 최소 설계 제한값으로서 각각 사용되었다.

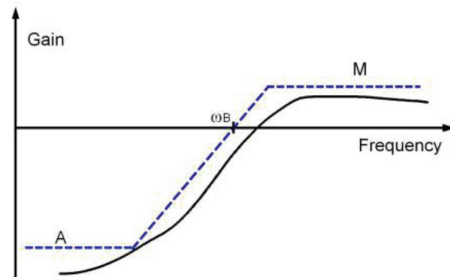
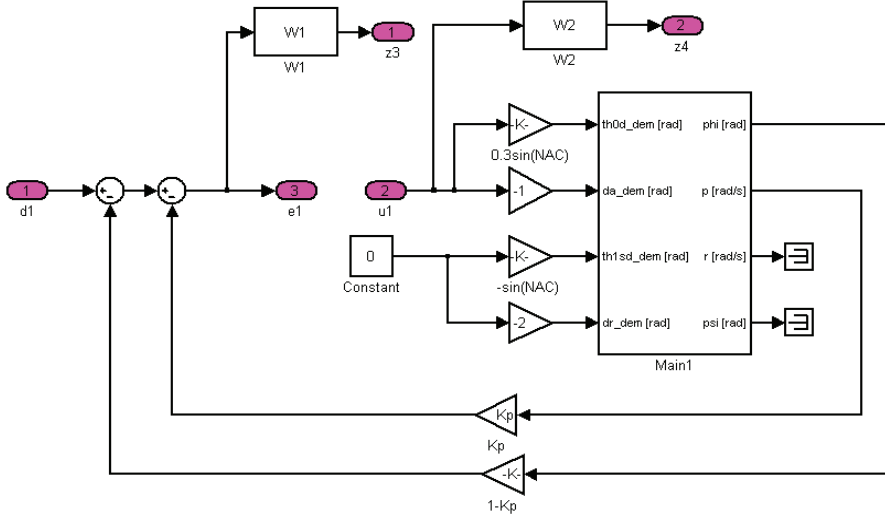


Fig. 3 민감도 함수 설계

제어기 설계 목표는 시스템  $G(s)$ 을 안정화시키고 출력  $y(t)$ 가 기준값  $r(t)$ 을 따라가도록 이득값  $K(s)$ 을 정하고 에러  $e(t)$ 를 최소화하는 것

Fig. 4 가중치 에러를 이용한  $H_\infty$  제어기 모델

이다.  $H_\infty$  제어기 설계에서  $e(t)$ 를 작게 하기 위해서는 민감도 함수  $(I + GK)^{-1}$ 의  $H_\infty$  norm을 최소화함으로써 얻을 수 있다.

$$K_{opt} := \arg \min_{K(s) \in \Sigma} \|(I + GK)^{-1}\|_\infty$$

민감도 함수의 설계 목적은 제어기가 성능을 따르면서 외란의 영향을 작게 하도록 설계하는데 있다. 민감도 함수  $(I + GK)^{-1}$ 와 보상기  $W$ 이 주어지면 다음과 같이 되도록 이득값을 설계한다.

$$|W(j\omega)(I + G(j\omega)K(j\omega))^{-1}| = \gamma, \forall \omega$$

여기서,  $\gamma \approx 1$  이면

$$|(I + G(j\omega)K(j\omega))^{-1}| = |W^{-1}(j\omega)|, \forall \omega$$

이는 에러  $z$ 는 가중치가 더해진 에러  $We$ 로 표시될 수 있음을 의미한다.

마찬가지로 과도한 제어입력이 들어가지 않도록 제어입력  $u$ 에 대해서도 가중치가 더해진 에러를 모델링 할 수 있다. 가중치 에러  $z$ 를 각각  $z_1, z_2$ 로 나누어 기준값 에러  $e$ 와 제어입력  $u$ 에 대해서 민감도 함수  $(I + GK)^{-1}$ 와 보조 민감도 함

수  $GK(I + GK)^{-1}$ 와 상관관계가 만들어진다.

$$\begin{aligned} z_1 &= W_1 e = W_1 (r - Gu) \\ z_2 &= W_2 u \end{aligned}$$

따라서  $H_\infty$  기반의 최적제어 시스템은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W_1 & -W_{1G} \\ 0 & W_2 \\ I & -G \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r \\ u \end{bmatrix} \quad (2)$$

결과적으로  $H_\infty$  제어기 설계는 기준값  $r$ 에 대한 가중치 에러  $z$ 의 페루프 전달함수의  $H_\infty$  norm를 최소화하는 이득값  $K$ 를 구하는 것이다.

$$\left\| \begin{bmatrix} W_1(I + GK)^{-1} \\ W_2K(I + GK)^{-1} \end{bmatrix} \right\|_\infty$$

이는 Fig. 4와 같이 가중치  $W_1, W_2$ 가 더해

진 에러  $z_1, z_2$ 를 표현되는 제어기 구조 모델로 나타낼 수 있다.

### 4. 설계 결과

Equation 1의 틸트로터 항공기의 횡방향 운동 모델에 대하여 Eq. 2의 가중치 에러를 사용한  $H_\infty$  제어기를 설계하였다. Fig. 4의 가중치를 이용한  $H_\infty$  제어기 모델에 대하여 Matlab의 hinfsyn 함수를 이용하여 제어기 설계를 하였다. 보상기  $W_1, W_2$ 는 다음과 같이 설정하였다.

$$W_1 = \frac{10(s+2)}{s+0.2}, \quad W_2 = \frac{50(s+0.002)}{s+1}$$

제어입력과 에러간의 민감도 함수의 최대 고유치를 비교하면 Fig. 5와 Fig. 6과 같다. 민감도와 보조 민감도의 고유치가 전 주파수대역에서  $\frac{\gamma}{|W_1(jw)|}, \frac{\gamma}{|W_2(jw)|}$  보다 각각 작으며 고주파대역에서 민감도는 1에 수렴하고 있음을 알 수 있다.

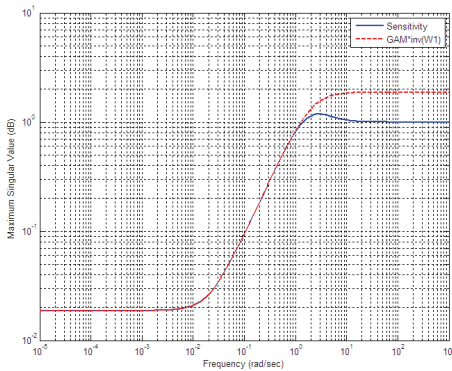


Fig. 5 민감도와  $\frac{\gamma}{|W_1(jw)|}$  비교

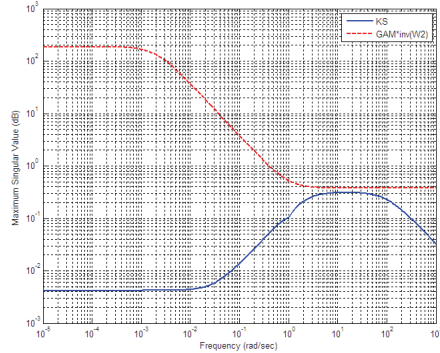


Fig. 6 보조 민감도와  $\frac{\gamma}{|W_2(jw)|}$  비교

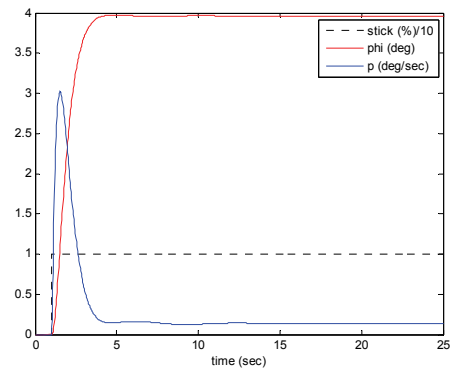


Fig. 7 횡방향 조종입력에 대한 반응결과

Figure 7은 횡방향 10% 조종입력에 대한 물각과 경사각 변화율에 대한 반응 결과로서 정상상태로 수렴을 하고 있다.

### 5. 결론

틸트로터 항공기는 회전익 모드의 불안정성과 회전익과 고정익의 비행특성이 혼재하는 천이 비행시 비행안정성을 확보하는 것이 중요하다. 이를 위해서 적절한 조종입력의 혼합과 안정성 증강장치의 설계가 요구된다. 본 논문에서는 틸트로터 항공기의 횡방향 운동에 대한  $H_\infty$  기반의 SCAS 제어기 설계기법에 대한 연구결과로서  $H_\infty$  norm과 민감도 함수와의 상관관계를 이용하

여 가중치 에러를 갖는 모델로부터  $H_\infty$  제어를 설계하였다. 이는 민감도에 기준한 가중치 설계를 통하여 과도한 제어입력을 방지하면서 기준값과의 에러를 감쇄시키는 강건 제어를 설계하도록 한다.

시뮬레이션 결과로부터 적용된 제어기법은 효율적으로 제어이득을 생성하며 틸트로터 항공기 자동비행제어기 설계에 적용할 수 있는 기법임을 확인하였다.

## 후 기

본 연구는 지식경제부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 기술개발사업(스마트 무인기 기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

## 참 고 문 헌

- [1] 유창선, 최형식, 박범진, 강영신, 안성준, "틸트로터 항공기 비선형 시뮬레이션 프로그램 개발", 제어자동화시스템 공학회지 Vol.11. No.3. p193~199. 2005
- [2] Kemin Zhou, John C. Doyle, Essential of Robust Control, Prentice-Hall, Inc. 1998
- [3] D.J.Walker, " $H_\infty$  SCAS Design", KHP offset tilt rotor training, 2008
- [4] 유창선, 이장호, D.J.Walker, " $H_\infty$  기반의 틸트로터 항공기 종방향 SCAS 설계", 한국항공우주학회 2008년도 추계학술발표회, 2008. 11.