

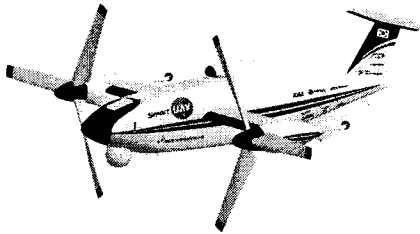
스마트 무인기의 자동노브모드 설계

Design of Auto-Knob Mode for Smart UAV

강영신*, 박범진, 유창선(한국항공우주연구원)

1. 서론

스마트 무인기 기술개발사업은 산업자원부의 '21세기 프론티어 연구개발 사업'의 일환으로서 수직이착륙과 고속비행을 수행할 수 있도록 그림 1과 같이 틸트로터 형상으로 개발되고 있다.



<그림 1> SUAV TR-S4 (Airplane Mode)

현재 스마트무인기의 상세설계검토회의를 수행완료하였으며, 상세설계결과를 정리하여 자동항법과 천이경로선 제어기설계에 대한 논문을 발표하였다[1][2].

본 논문은 스마트무인기에 적용된 자동노브모드의 상세설계결과에 대해 서술하였으며, 설계된 제어기의 성능을 고정익모드에 대해 적용하여 그 결과를 도시하였다. 유인 틸트로터 항공기인 XV-15의 수학적모델[3]을 토대로 개발된 스마트무인기의 시뮬레이션 프로그램[4]을 기준으로 제어기를 설계하였으며, s-function 형태로 simulink에 삽입하여 비선형 시뮬레이션을 수행하였다.

2. 자동노브모드의 구성

스마트무인기의 자동노브모드는 조종/안정성 증강장치의 외부부프에서 작동하며, 자동항법을

위해 설계되었다. 자동노브모드는 속도유지모드, 고도유지모드, 롤유지모드, 방위유지모드로 구분되며, 각각 조종자가 지정한 속도, 고도, 롤, 방위를 유지시키는 모드이다. 자동노브모드의 우선순위는 표 1에 도시하였다.

[표 1] 자동노브모드의 우선순위

| bit | 모드의 구분 | | 기능설명 | 우선순위 |
|-----|-----------|---------|-----------------------------|------|
| 5 | 롤/방위 유지모드 | 1 롤유지 | 45도 롤 제한 | 3 |
| | | 0 방위유지 | 좌/우선회 판단 | |
| 4 | 가로제어 모드 | 1 노브 롤요 | 노브유지모드 | 2 |
| | | 0 스틱 롤요 | 스티크조종모드 | |
| 3 | 속도 유지모드 | 1 노브 속도 | 세로조종간 Off | 2 |
| | | 0 스틱 피치 | 세로조종간 On | |
| 2 | 고도 유지모드 | 1 노브 고도 | 수직조종간 Off | 2 |
| | | 0 스틱 추력 | 수직조종간 On | |
| 1 | 수동 조종간 모드 | 1 수동모드 | SCAS Off, 천이제어On, 수동Flap On | 1 |
| | | 0 자동모드 | SCAS 작동 | |

자동노브모드는 자동조종간모드인 경우에만 작동이 가능하다. 자동노브모드의 고도유지, 속도유지, 가로제어모드가 동일한 우선순위를 가지며, 각각 독립적으로 적용가능하다. 즉, 고도유지, 속도유지, 가로제어모드의 각 조합을 자유롭게 설정가능하다.

고도유지모드 스위치를 Off하면 조종간의 수직축(Vertical)명령이 입력되고, On하면 수직축(Vertical) 명령이 끊기고 관제화면상에서 지시한 고도명령이 입력된다. 수직축(Vertical) 조종간에 의한 쓰로틀명령의 범위는 0~100%이다.

속도유지모드 스위치를 Off하면 조종간의 세로축 명령이 입력되고, On하면 세로축 명령이 끊기고, 관제화면상에서 지시한 속도명령이 입력된다. 세로축 명령은 회전익, 천이모드, 고정

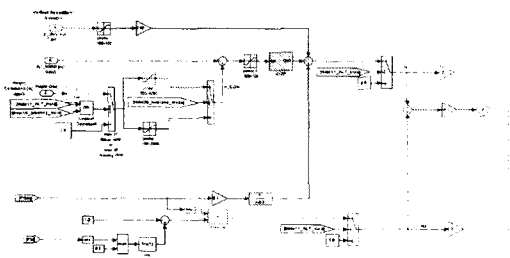
익모드에 따라 다르게 설정되었으며, 회전익의 Ground 모드나 Forward 모드의 경우 세로축 명령은 피치자세각 $-10^{\circ} \sim 10^{\circ}$ 에 해당한다.

가로제어모드 스위치를 Off하면, 조종간의 Lateral 명령과 Directional 명령이 입력되고, On하면 Lateral 명령과 Directional 명령이 끊기고, 관제화면상에서 지시한 롤자세각 또는 방위각이 입력된다. 이때 롤/방위모드 스위치를 On하면 롤유지, Off하면 방위유지명령이 수행된다.

3. 자동노브모드의 설계

3.1. 고도유지모드

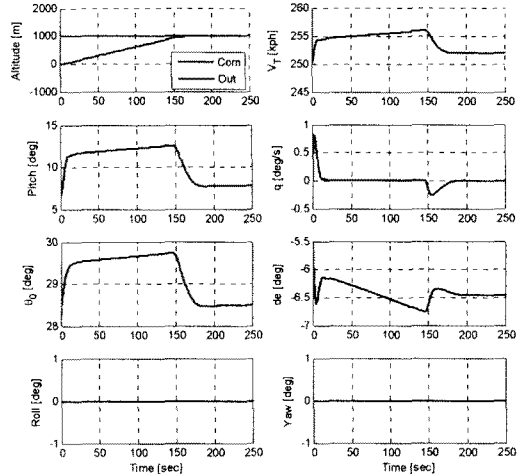
고도유지모드는 회전익과 천이모드의 경우 $-100m \sim 2000m$ 까지 유지가능하도록 하였으며, 고정익의 경우는 지면충돌방지를 위해 최저고도를 $500m$ 로 한정하며, $6000m$ 까지 유지가능하도록 제한하였다. 단, 천이모드의 경우 고도유지모드를 통해 임의의 고도를 유지가능하지만, 표준임무의 수행시 $300m$ 상공에서 천이를 수행하도록 설계되었다. 적절한 고도의 유지를 위해 피치자세각의 변화와 수직속도를 피드백하여 효과적으로 고도를 유지하도록 하였으며, 항법 선회비행중에 의해 발생할 수 있는 롤자세각의 변화에 의한 고도손실을 보상하도록 설계하였으며, 그 결과를 그림 2에 도시하였다.



<그림 2> 고도유지모드의 구조

그림 3은 고도 $0m$, 속도 $250km/h$ 에서 고도 명령 $1000m$ 를 주었을 때의 선도를 도시하였다. 피치각의 변화는 약 5° 정도 발생하였으며, 적분기가 없는 단순 비례제어이득으로 정상상태 오차가 거의 발생하지 않았다. 고도증가에 의한 롤 및 요축의 운동은 발생하지 않았다. 한편 $1000m$ 를 상승하는데 약 $160초(2분 40초)$ 가 소요되어 상승시간이 크게 요구되었다. 이러한 성능은 천이가 일어나는 $300m$ 에서 운용고도인

$3000m$ 까지 상승하는데 약 $7분$ 정도가 소요된다. 그러나 실제 운용시에는 $250kph$ 에서 $400kph$ 까지 가속하면서 상승하기 때문에 상승 소요시간은 훨씬 줄어들 것으로 예상된다.



<그림 3> 고도유지 시뮬레이션 결과

그림 3에서는 단순히 고도유지모드의 성능만을 판단하는 것으로 한정하였으며, 속도유지모드 등 다른 모드와 동시에 시뮬레이션을 수행하지는 않았다.

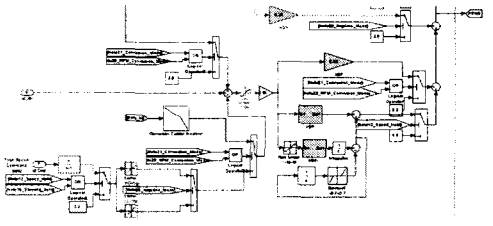
3.2. 속도유지모드

속도유지모드는 세로축 SCAS의 일부로서 항공기의 전진방향 속도를 피드백받아 내부조종사의 속도명령과 오차를 소거함으로써 속도를 유지할 수 있도록 그림 4와 같이 구성하였다.

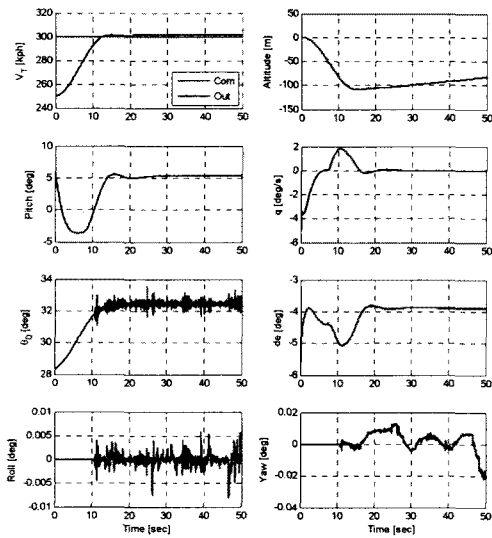
회전익의 경우 $0 \sim 160km/h$ 까지 유지가능하며, 고정익의 경우는 실속방지를 위해 최저속도를 $230km/h$ 로 한정하며, $550km/h$ 까지 유지가능하다.

천이모드의 경우는 천이경로선을 기준으로 $\pm 20km/h$ 의 범위내에서 속도유지가 가능하도록 설계하였다. 속도유지모드에서의 과도한 피치각 속도 증가를 방지하기위해서 $\pm 10^{\circ}/sec$ 의 각속도 제한기를 삽입하였으며, 적분기 입력의 누적이 조종면의 변위범위보다 커지는 것을 방지하기 위해 Windup 보상기를 설계하였다.

그림 4에 속도유지모드의 구조를 도시하였다.



<그림 4> 속도유지모드의 구조

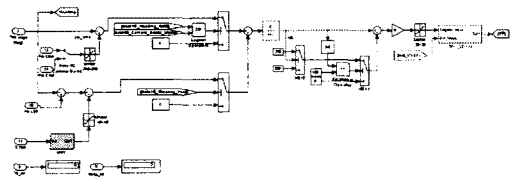


<그림 5> 속도유지 시뮬레이션 결과

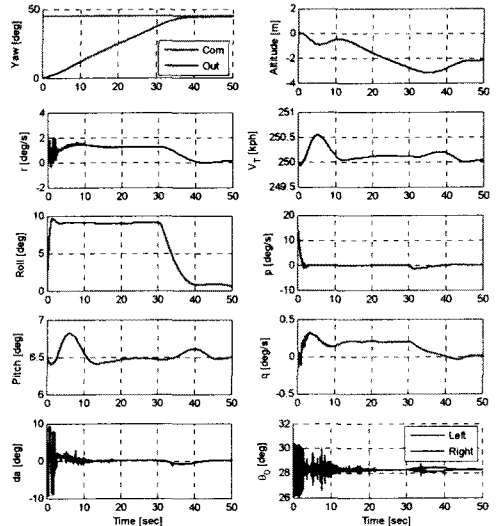
그림 5는 고도 0m, 속도 250km/h에서 속도 명령 300km/h를 주었을 때의 선도를 도시하였다. 300km/h의 속도증가시 약 13초가 소요되었으며, 적분기를 적용하였으나 정상상태오차가 2km/h 정도로 발생하였다. 고도는 약 100m 정도로 약간 감소하였으며, 속도증가에 의한 롤 및 요추의 운동은 미소한 정도로 발생하였다.

3.3. 방위유지모드

방위유지모드는 고정익, 회전익 천이모드에 구분없이 $-360^{\circ} \sim 360^{\circ}$ 전 방위에 대해 유지가능하며, 방위유지명령은 롤축 제어명령으로 변환되어 입력된다. 지정된 방위각과 현재의 방위각 오차가 180° 이상인 경우 좌측으로 선회하도록 설계하였다. 방위유지모드시 최대 롤각속도는 $20^{\circ}/\text{초}$ 로 제한되며 최대 롤각은 30° 로 제한된다. 그림 6에 방위유지모드의 구조를 도시하였다.



<그림 6> 방위유지모드의 구조

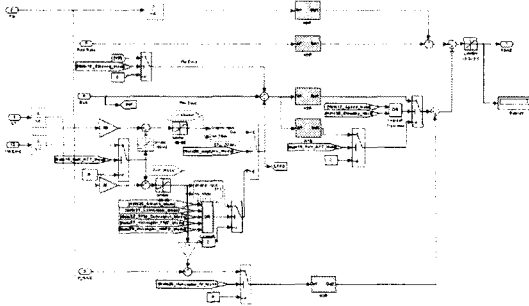


<그림 7> 방위유지 시뮬레이션 결과

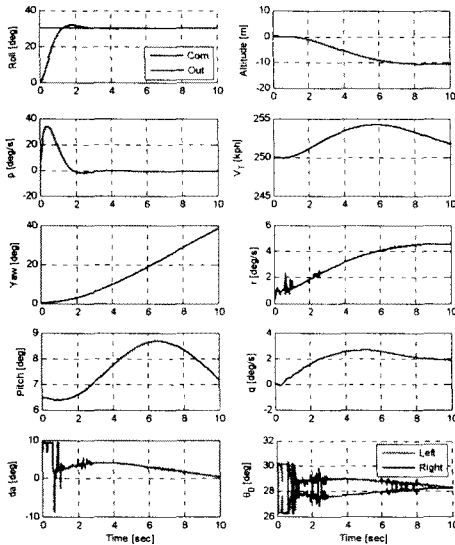
그림 7은 고도 0m, 속도 250km/h에서 45° 의 방위명령을 주었을 때의 선도를 도시하였다. 롤각은 약 9° , 롤 각속도는 약 $15^{\circ}/\text{초}$ 정도로 발생하였으며, 피치각은 거의 변화하지 않고 트림 자세각 6.5° 를 유지하였다. 방위각 45° 선회시 약 40초가 소요되었으며, 방위각유지를 위한 선회시 고도는 약 4m 정도로 하강하였다. 속도 변화는 거의 발생하지 않았다.

3.4. 롤유지모드

롤 유지모드는 롤축 조종/안정성 증강장치의 내부에 포함되어 있으며, 롤축 조종명령의 범위와 동일하게 설계하였다. 즉, 회전익모드에서는 롤 자세각의 명령범위를 $\pm 20^{\circ}$ 로 설계하였으며, 고정익모드에서는 $\pm 45^{\circ}$ 의 롤각변위를 가능하도록 설계하였다. 단, 롤유지모드가 OFF되면 가로축 스틱명령에 의해 $\pm 60^{\circ}$ 의 롤각명령이 가능하다. 일반적으로 롤유지모드는 Loitering 비행이나, 정점선회시에 좀 더 작은 선회반경을 제공하는 것을 목적으로 한다.



<그림 8> 롤유지모드의 구조



<그림 9> 롤유지 모드 성능

그림 9에 고도 0m, 속도 250km/h에서 30°의 롤각명령을 주었을 때의 선도를 도시하였다. 롤각 30°에 도달시간은 약 3초로 나타났으며, 최대 롤각속도는 약 32 deg/sec으로 나타났다. 고도는 약 10m 하강하였으며, 속도는 4km/h정도 증가하였다가 원상태로 복귀하였다. 피치각이 약 2°증가 하였으며, 롤선회로 인해 방위각이 10초동안 약 40°로 증가하였다. 롤에 의한 ARI 이득의 작용으로 비대칭 콜렉티브가 약 4도정도 발생하였다.

4. 결론

본 논문은 스마트무인기에 적용된 자동노브모드의 설계에 대해 기술하였으며, 비선형 시뮬레이션을 통하여 설계된 자동노브모드의 성능

을 평가하였다.

시뮬레이션 결과 모든 노브모드에 대해 요구조건을 만족하였다. 시뮬레이션의 수행에서 항공기모델과 MATLAB simulink의 적분시간이 서로 조화가 되지 않아서 매우 빠른 작동기변위에서는 잡음이 섞인 형태로 시뮬레이션이 수행되었으며, 향후 항공기 모델의 수정을 통해 적분시간이 조화될 수 있도록 수정할 예정이다.

후 기

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

참고문헌

[1] 박범진*, 강영신, 유창선, “스마트무인기의 유도법칙설계”, 2006 항공우주공학회 춘계학술 발표회.
 [2] 강영신, 박범진, 유창선, “스마트무인기의 천이제어기설계”, 2006 항공우주공학회 춘계학술 발표회.
 [3] P. B Harendra, M. J. Joglekar, T. M. Gaffey, R. M. Marr, “A Mathematical Model for Real Time Flight Simulation of The Bell 301 Tilt Rotor Research Aircraft,” NASA CR 114614, 1973.
 [4] 최형식*, 이장호, 김유신, 유창선, 박범진, “틸트로터 항공기 로터모듈 시뮬레이션”, 2004 항공우주공학회 춘계학술발표회.