차동 콜렉티브 피치를 이용한 요우조종에 대한 연구

Differential Collective Pitch Control for Yaw Axis Aircraft Control to remove Rudder

강영신*, 유창선, 김승주 (한국항공우주연구원), 안성준(충남대학교)

1. 서 론

틸터로터 항공기는 회전익모드로 이륙해서 나셀을 고정익 항공기와 같이 회전시킨 후 고정익 모드로 비행하고 다시 회전익모드로 전환해서 착륙하는 비행특성을 갖고 있다.

회전익모드와 고정익모드의 비행특성을 동시에 제어하기위해서는 복잡한 제어기의 설계가 요구된다. 즉, 회전익모드 조종을 위한 로터작동기의 제어알고리듬과 고정익모드 조종을 위한 조종면 작동기의 제어알고리듬이 동시에 고려되어야 한다.

회전익모드와 고정익모드의 복합적인 제어에 의해 발생할 수 있는 복잡성과 이에 의해 유발되는 불확실성을 줄이기 위해 많은 연구들이 수행되어왔으며, 비선형 함수 근사 성질을 갖고 있는 신경회로망을 이용하여 불확실한 비선형성을 보상하는 방식이 많이 연구되어 왔다. [1,2]

이러한 연구는 비선형 시스템의 역 변환운동 모델을 선형 모델을 이용하여 계산한 후, 역변환에서 발생하는 오차를 신경회로망을 이용하여 보상하는 방식이다.

스마트 무인기에 적용된 비행제어시스템의 신뢰성향상을 위해 2중구조를 가진 작동기가 채택되었으며, 기본설계(Preliminary Design)가 진행되면서 비용 및 중량의 증가문제가 발생하였다. 또한 회전익모드와 고정익모드의 제어를 위해 많은 수의 작동기가 요구되었으며, 이로인해 작동기의 신뢰도의 저하문제가 제기되었다.

본 연구에서는 틸터로터 항공기의 복잡한 작동기 구조를 줄여서 시스템의 차수를 줄이고 또한 시스템의 단순화로 인한 모델의 불확실성을 줄이기위해 러더 조종면을 삭제하고 로터의 좌우비대칭 추력으로 요우방향 조종을 수행하도록 제어기를 재구성하고 비선형 시뮬레이션을 수행하여 러도조종면과 비슷한 특성을 갖도록 비대칭 콜렉티브 피치 이득을 설계하였다.

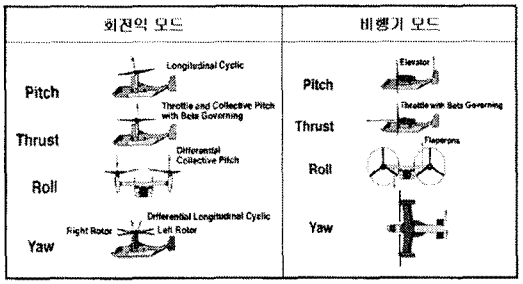
2. 스마트무인기의 조종면 구조

스마트 무인기의 작동기 구성은 표1에 도시하였으며, 일반적인 틸트로터 항공기의 조종방식은 그림1에 도시하였다.[3]

표 1 스마트무인기의 작동기 구성표

작동기	위치	개수
로터작동기	나셀로터허브	좌우 3개
틸트천이작동기	날개끝단	좌우 1개
에일러론 작동기	날개뿌리	좌우 1개
승강타 작동기	수직꼬리끝단	1개
러더작동기	후방동체 콘	1개

그림 1 틸트로터 항공기의 조종방식



저속영역에서 운용되는 회전익모드에서는 조종면의 효과가 매우 미미하므로 로터의 스와시 판을 조종하여 로터의 양력방향을 변경하여 조

종을 수행한다.

피치방향 조종은 좌우 로터의 종방향 싸이클릭으로 수행하며, 롤방향은 좌우 로터의 비대칭 콜렉티브 피치로 인한 추력차를 이용한다. V-22와 Eagle Eye 의 경우는 요동이 심한 함상에서의 이착륙을 위해 횡방향 싸이클릭을 동시에 이용하기도 한다. 요우방향 조종은 좌우 로터의 비대칭 종방향 싸이클릭으로 수행한다.

회전익모드에서 고정익모드로의 전환은 틸트천이 작동기에 의해서 수행된다.

고정익모드로 전환된 이후에는 로터작동기와 틸트천이작동기를 사용하지 않고 조종면의 변위를 이용하여 항공기를 조종한다.

스마트무인기의 설계가 진행되면서 작동기의 방식을 2중구조를 갖는 전기식으로 결정하였으며, 표1에 제시된 많은 수의 작동기는 비용증가 및 무게증가와 함께 신뢰성 저하문제를 발생시켰다. 신뢰성향상을 위해 2중구조를 갖는 작동기를 선정하였으나, 하나의 작동기라도 고장나면 Loss of Control에 빠질 수 있기 때문에 비행제어시스템의 다른 단위품목이 고장날 확률에 비해 작동기 수의 배수만큼 높은 고장확률이 발생한다. 대부분의 무인항공기용 전기전자장비는 10^4에 해당하는 MTBF(Mean Time Between Failure)를 갖는다.

따라서 작동기의 개수를 줄이기 위한 방안이 연구되었으며 다음과 같은 후보안들이 검토되었다.

(1) 로터작동기를 3개에서 2개로 감소
(2) 고정익모드시 비대칭 종방향 싸이클릭을 이용한 롤축조종
(3) 고정익모드시 비대칭 콜렉티브 피치를 이용한 요우축조종

먼저 제안(1)은 회전익모드의 가로방향 조종시 비대칭 콜렉티브피치로 추력조절을 하여 충분히 롤축 조종이 가능하다고 판단되었다. 그러나, 향후 함상에서의 운용을 하지 못하는 운용제한과 로터작동기가 부담해야 하는 구조하중이 350 lb에서 520 lb로 증가하여 시장에 있는 작동기를 구할 수 없는 문제가 발생하였다.

제안(2)의 경우는 로터의 추력벡터가 변경될 경우 고속 고정익모드에서 충분한 비대칭추력을 확보하기 어려워서 비행특성 Level 1을 만족하기위해서는 에일러론 작동기가 반드시 필요하였으며, 로터작동기의 하중이 증가하는 문제가 동시에 발생하였다. 따라서 차후에 에일러론 고장시의 재형상모드에서 사용하기로 하였으며, 에일러론 작동기의 하중을 만족하는 작동기를 구할 수 없는 경우 롤축 보조조종면으로 고려하기로 하였다.

제안(3)의 경우 로터의 비대칭추력에 의해 러더에 요구되는 충분히 큰 요잉모멘트가 발생가능하고, 고정익 모드에서 요우조종은 롤기동시 발생하는 옆미끄럼각을 상쇄시키기 위한 목적이외에는 거의 사용할 가능성이 적으며, 또한 타무인기에서 적용한 방식이라는 점이 부각되어 적용여부를 검토하기로 하였다.

3. 차동 콜렉티브피치와 러더조종면의 요우축 조종비교

그림2는 러더조종면을 고려해서 설계된 요우축 조종면 혼합기의 구조를 보여주며, 그림3은 러더조종면을 제거하고 이를 차동콜렉티브 피치 조종으로 대체한 구조를 보여준다.

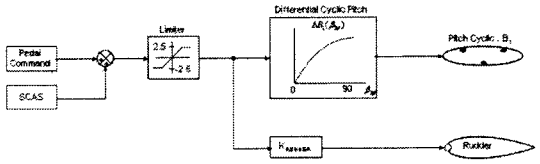


그림 2 요우축에 대한 러더조종면 혼합기 구조

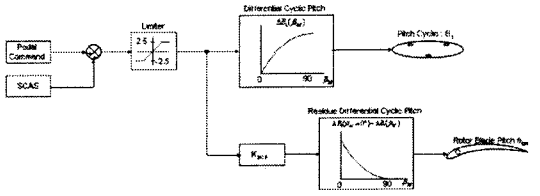


그림 3 요우축에 대한 차동 콜렉티브피치 혼합기 구조

그림 2와 3에 도시된 요우축 조종면 혼합기 알고리듬을 각각 비선형 시뮬레이션 소프트웨어에 삽입하여 러더페달 단위입력을 입력하여 결과를 그림 4와 같이 비교하였다.

여기서 사용된 시뮬레이션 프로그램은 틸터로터 항공기의 시뮬레이션 코드[3]를 스마트무인기에적합하도록 공력데이터와 내부모델을 수정 개발한 스마트 무인기 비선형 코드로서 시뮬레이션 프로그램의 구조를 그림 5에 도시하였다.

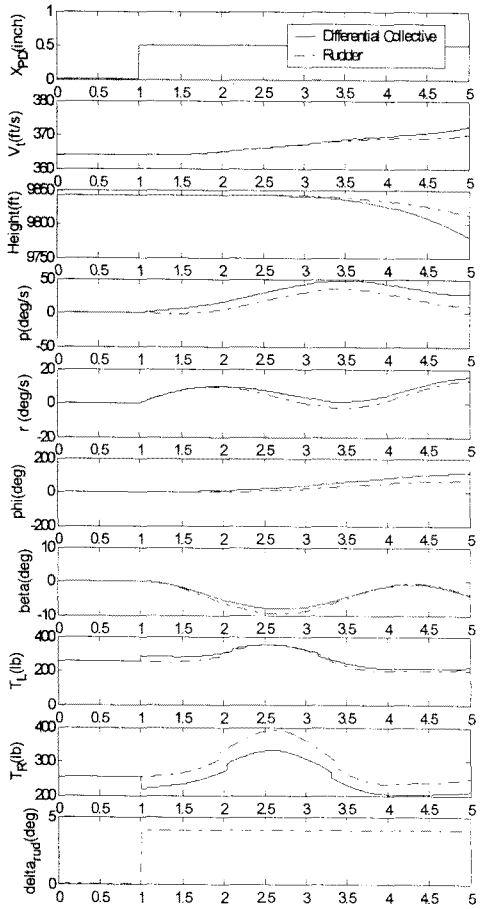


그림 4 차동 콜렉티브피치와 러더 조종비교선도

그림 4에 도시된 바와 같이 차동 콜렉티브 피치 혼합기의 이득(K_{DCP})을 수정하여 러더작동기와 동일한 크기의 러더페달명령이 수행되도록 튜닝하였다.

고도 3Km, 속도 400Km/h조건에서 수행된 단위 계단입력에 대해 차동 콜렉티브 피치조종에 의한 요우반응은 러더 조종면에 의한 요우 반응과 매우 유사하게 나타났다. 옆미끄럼각을 약 10도까지 발생시키기위해 페달명령의 20%에 해당하는 명령을 입력하였다.

우측 로터의 추력감소와 좌측 로터의 추력증가로 인해 로터의 후류가 좌우날개에 영향을 미치며, 이로인해 증가된 왼쪽 날개의 양력과 감소한 오른쪽 날개의 양력으로 인해 러더 조종면을 사용한 경우보다 좀 더 큰 롤반응을 나타내었으며 초기 롤반응도 다소 빠르게 나타났고 고도의 손실이 더 크게 나타났다.

러더페달명령을 조금 더 증가시켜 옆미끄럼각을 10도이상 발생시키면 항공기의 운동이 발산하여 안정화되지 않았다.

추후에 조종안정성 증강장치(SCAS)의 설계시 차동 콜렉티브피치의 반응에 조종사필터를 삽입하여 러더 반응과 비슷한 시간지연을 갖도록 할 필요가 있으며, 10도이상 옆미끄럼각이 발생하지 않도록 비행속도와 고도에 따른 러더명령제한기(Rudder Fader)의 설계가 요구된다.

이러한 설계 초기단계의 불확실성을 감안하더라도 그림 4의 결과는 제안된 비대칭 콜렉티브 피치에 의한 요우축 조종이 러더조종면을 사용했을 때와 거의 동일함을 잘 보여준다.

상기의 분석을 통해 러더 작동기가 제거된 스

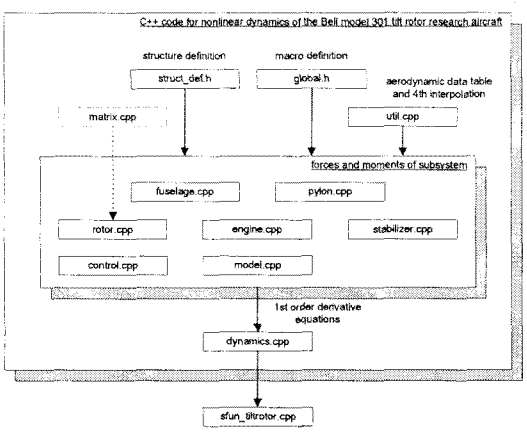


그림 5. 비선형 시뮬레이션 프로그램 구조

마트무인기의 작동기 구성을 표2와 그림 6에 도시하였다.

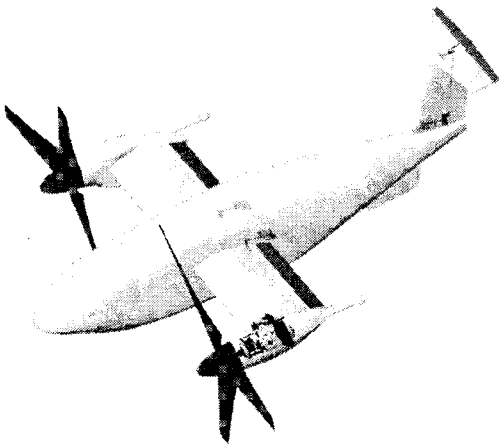


그림 6 TR-S4의 작동기 구성도

표 2 스마트무인기의 작동기 최종 구성표

작동기	위치	개수
로터작동기	나셀로터허브	좌우 3개
틸트천이작동기	날개끝단	좌우 1개
에일러론 작동기	날개뿌리	좌우 1개
승강타 작동기	후방동체 콘	1개

그림 6에서와 같이 수직꼬리날개끝단의 승강타 작동기의 배치공간이 부족하여 소거된 러더 작동기의 위치에 승강타작동기를 배치하였다.

만약 러더작동기가 소거되지 않았으면, 수직꼬리날개의 끝단을 증가시켜 승강타 작동기를 강제로 삽입해야 했으며, 후방동체의 설계가 매끄럽지 못했을 가능성이 있다.

러더조종면과 작동기의 소거로 인해 구조설계가 변경되었으며 구조설계 및 해석을 위해 차동 콜렉티브 피치에서 발생하는 비대칭 추력과 최대추력차이 발생시간에 대한 데이터를 이용하여 구조설계를 재수정하였다.

4. 결 론

틸트로터 방식의 조종은 회전익모드와 고정익모드가 분리되어있어 각 모드의 조종을 위해 다량의 작동기가 필요하다. 본 연구에서는 요우조종에 비대칭 콜렉티브 피치를 사용하여 러더조종면의 소거하였으며, 이로인해 구조무게가 감소하고 작동기 감소로 인한 신뢰성의 증가와 하드웨어적인 시스템의 단순화로 비용을 감소시킬 수 있었다.

고정익모드의 경우 요우축 조종에서 러더조종면과 동일한 효과를 발휘할 수 있도록 비대칭 콜렉티브 추력이득을 선정하였다. 따라서 조종자의 러더페달명령은 회전익모드의 경우 비대칭 종방향 싸이클릭으로 작동하고, 고정익의 경우 비대칭 콜렉티브 피치로 작동한다. 향후 천이모드의 경우 러더페달명령을 적절하게 배분하기위한 이득설계가 필요하다.

현재의 비행운동 모델은 10도이상 옆미끄럼각을 발생시킬 경우 항공기의 운동이 발산하여 안정화되지 않았으며, 이러한 문제를 해결하기위해 러더페이더와 같은 제한기설계를 수행할 예정이다.

또한 현재 개발중인 비선형 시뮬레이션 소프트웨어의 검증을 수행할 예정이다.

후 기

이 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었다.

참고문헌

[1] N. Hovakimyan and A. J. Calise, Adaptive Output Feedback Control of Uncertain Multi-Input Multi-Output Systems Using Single Hidden Layer Neural Networks, American Control Conference, vol. 2, pp. 1555-1560, May 2002.

[2] 박범진, 홍창호, 석진영, "신경회로망을 이용한 헬리콥터 적응 비선형 제어," 한국항공우주학회지 제32권 제4호, 2004.

[3] "A Mathematical Model for Real Time Flight Simulation of The Bell 301 Tilt Rotor Research Aircraft," NASA.

[4] "User's Manual for Tilt-Rotor Model TR 301 Simulation Program," 한국항공우주연구원 항법제어그룹, 2004.02.