

시물레이션 해석을 통한 스마트무인기 비행동특성 분석

Flight Dynamic Characteristics of Smart UAV by Simulation Analysis

유창선*, 강영신(한국항공우주연구원), 박범진(충남대학교)

1. 서론

스마트 무인기는 2002년부터 수직이착륙과 고속비행을 목표로 개발 중인 비행체로서 기존의 회전익과 고정익 비행 특성이 혼합된 복합 비행체로서 현재 기본설계 형상이 완성이 되었고 상세설계를 진행 중에 있는 비행체이다. 세계적으로 수직이착륙 비행체로서 틸트 로터, 틸트 윙, 양력 팬 가운데 틸트 로터 비행체가 작은 회전익 하중 면에서 보다 효율적인 비행체인 것으로 분석되고 있다[1]. 스마트 무인기 형상설계는 개념연구 단계에서 TR-S1부터 시작하여 현재 TR-S4로 진행되었으며 틸트로터 무인기인 벨사의 Eagle Eye에 비해 최대 속도, 최대이륙중량, 최대체공시간 면에서 보다 좋은 성능을 보여주고 있다. 또한 스마트 무인기의 자동조종을 위한 제어기 설계와 비행운동 해석을 위하여 본 사업 1단계 연구를 통하여 TR-S4 설계형상에 대한 비선형 비행시물레이션 프로그램을 개발하였다. 틸트로터 항공기는 국내에서 개발 경험이 없고 해외에서도 기술이전을 피하고 있어서 자체 개발을 하였으며 현재 프로그램의 완성도를 확인하는 과정에 있다. 본 논문에서는 개발된 비선형 시물레이션 프로그램을 통하여 TR-S4 설계형상에 대한 비행모드별 비행 동특성을 분석하여 개발 프로그램을 상세설계 틀로서 사용 가능성을 확인하고자 하였다. 천이비행의 경우 비행성 요구에 대한 정량화된 기준서가 없어서 설계 비행성 요구도를 회전익 기준으로 관리하고 있으나 본 논문에서는 회전익 및 천이비행 모두 고정익 기준을 적용하여 동특성 분석을 수행하였다.

2. TR-S4 설계형상

스마트 무인기는 수직이착륙과 고속비행을 수행하면서 충돌회피, 고장진단을 자율적으로 수행하는 스마트 기능을 가지는 비행체로서 최대속도 500km/hr, 최대체공시간 5시간, 임무장

비 40kg이상 탑재를 목표로 하고 있다.

이러한 개발목표에 대하여 기본설계를 통하여 설계된 형상은 TR-S1부터 시작하여 현재 TR-S4까지 형상 설계가 이루어졌으며 TR-S4에 대한 설계형상과 설계제원은 각각 그림 1과 표 1과 같다.

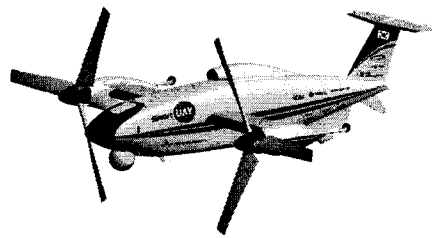


그림 1. TR-S4 설계형상

표 1. TR-S4 제원

항 목	제 원
이륙중량(kg)	945
최대속도(kph)	250
순항속도(kph)	250
운용고도(km)	3
동체길이(m)	4.96
날개길이(m)	4.0
동체높이(m)	0.8

3. TR-S4 비행체 모델링

스마트 무인기는 틸트로터 항공기로서 국내에서 개발된 경험이 없으면서 기술을 보유하고 있는 선진 항공국에서도 기술보호를 하고 있는 비행체로서 비행운동 해석을 위한 비행체 모델링 또한 새로이 개발하여야 하였다. 현재는 공개된 유인항공기 틸트로터 항공기에 대한 수학적 모델을 기반으로 스마트 무인기에 대한 비행체 모델을 변환하는 방법으로 TR-S4에 대

표 4. 비행모드별 트림시 조종입력값

비행 모드 변수	회전익모드		천이모드		비행기모드	
	I	II	I	II	I	II
$t_{OL}(deg)$	13.23	9.95	12.37	16.78	28.75	40.73
$t_{OR}(deg)$	13.23	9.95	12.37	16.78	28.75	40.73
$B_{1L}(deg)$	1.99	1.13	0.33	-0.63	0	0
$B_{1R}(deg)$	1.99	1.13	0.33	-0.63	0	0
$A_{1L}(deg)$	0	0	0	0	0	0
$A_{1R}(deg)$	0	0	0	0	0	0
$\delta_a(deg)$	0	0	0	0	0	0
$\delta_e(deg)$	3.95	2.24	0.75	-2.51	-8.29	-3.81
$X_{TH}(\%)$	97.8	81.4	88.7	58.03	70.99	82.63
$F_X(deg)$	60.0	28.22	23.23	16.61	10.0	0

또한 트림상태에서 조종 입력값은 회전익 모드에서 고정익 모드가 갈수록 컬렉티브 로터 피치값은 커지며, 사이클릭 피치값은 작아지며 승강기는 (+)에서 (-)로 바뀌는 경향을 보이고 있다.

4.2 비행모드에 따른 특성치 변화

각 비행모드에서 특성치 변화를 비교하면 그림 4, 5, 6, 7과 같다. 그림 4의 세로방향 단주기 모드의 경우 전체적으로 안정하나 회전익에서 비행기 모드로 변하면서 댐핑이 작아지다가 고정익 모드 고속비행에서 다시 증가하고 회전익 호버링에서는 불안정한 특성을 보여주고 있으며, 그림 5의 세로방향 장주기 모드의 경우 회전익에서 고정익 모드로 변하면서 댐핑이 커지면서 모든 비행영역에서 안정한 특성을 보여주고 특히 호버링 모드에서 댐핑이 큰 값을 보여주고 있다.

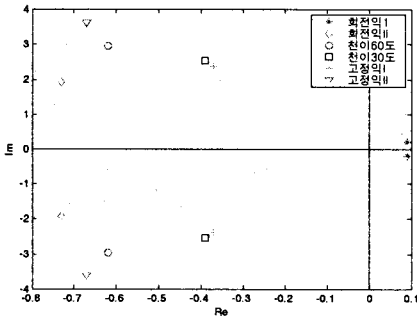


그림 4. 세로방향 단주기모드 특성치 변화

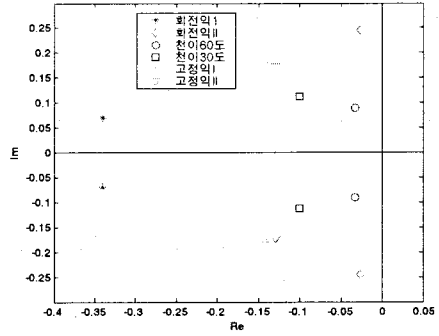


그림 5. 세로방향 장주기모드 특성치 변화

그림 6의 가로방향 더취롤 모드의 경우 회전익에서 고정익 모드로 변하면서 댐핑이 커지면서 모든 비행영역에서 안정한 특성을 보여주고 있다. 그림 7의 가로방향 스파이럴 모드의 경우 고정익 고속비행과 천이비행을 제외하고는 불안정한 비행특성을 보여주고 있으며 특히 고정익 모에서 스파이럴 특성과 달리 가로방향 진동 특성을 가진다.

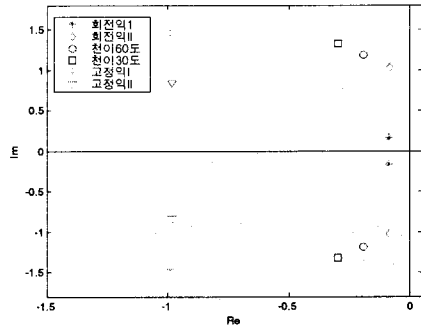


그림 6. 가로방향 더취롤 모드 특성치 변화

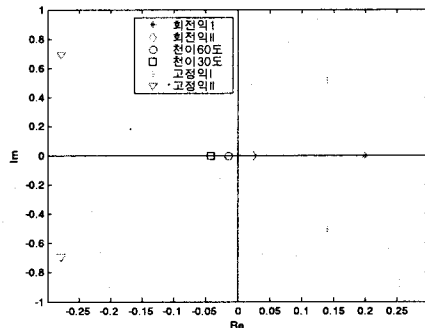


그림 7. 가로방향 스파이럴모드 특성치 변화

4.3 비행모드별 동특성치 비교

각 비행모드별 동특성치를 비교한 결과는 표 5, 6, 7, 8과 같다. 표 5에서 호버링 모드의

댐핑이 (-)값을 가짐으로 진동이 증가하며 회전익 진진비행의 경우를 제외하고는 댐핑이 Level I의 범주에 들어가는 부족함을 보여주고 있다. 표 6에서는 Level I의 범주를 만족하는 댐핑을 보여주고 있다.

표 5. 세로방향 단주기 모드 특성치

변수	회전익모드		천이모드		비행기모드	
	I	II	I	II	I	II
댐핑비 $0.3 < \zeta < 2.0$	-0.43	0.35	0.20	0.15	0.16	0.18
고유진동수 $1.0 < \omega_n < 6.0$	0.23	2.08	3.04	2.57	2.41	3.67

표 6. 세로방향 장주기 모드 특성치

변수	회전익모드		천이모드		비행기모드	
	I	II	I	II	I	II
댐핑비 $0.04 < \zeta$	0.98	0.11	0.34	0.67	0.60	0.59

표 7에서는 가로방향 더취 롤 모드 경우 회전익 모드에서 댐핑과 고유진동수가 부분적으로 Level I에 들지 못하나 그 외는 만족함을 알 수 있다. 표 8에서는 회전익 진진비행과 60° 천이비행일 때 스파이럴 특성이 Level I에 들어가고 그 외는 범주에 들어가지 못하며 고정익 모드에서는 스파이럴 특성치를 보여주지 않고 있다.

표 7. 가로방향 더취롤 모드 특성치

변수	회전익모드		천이모드		비행기모드	
	I	II	I	II	I	II
댐핑비 $0.08 < \zeta$	0.49	0.08	0.16	0.22	0.56	0.76
고유진동수 $0.4 < \omega_n$	0.18	1.03	1.20	1.35	1.76	1.29
$0.15 < \zeta \omega_n$	0.09	0.08	0.19	0.30	0.98	0.98

표 8. 가로방향 스파이럴 모드 특성치

변수	회전익모드		천이모드		비행기모드	
	I	II	I	II	I	II
2배진폭 도달시간 $20 < \tau$	3.48	28.96	47.9	16.3	N/A	N/A

5. 결론

스마트 무인기 기본설계를 수행하면서 TR-S4 설계형상에 대한 비선형 시뮬레이션 프로그램을 개발하였다. 무인 틸트 로터 항공기에 대한 비행운동 특성이 잘 알려져 있지 않아서 정

확한 비행운동 특성을 비교할 수 없으나 본 프로그램을 통해 틸트 로터 항공기의 비행 동특성을 예측할 수 있는 계기를 마련하였다. 시뮬레이션 해석을 통해 분석한 TR-S4 설계형상은 전반적으로 세로방향 운동의 경우 Level I의 범주에서 안정성을 보이나 회전익 호버링 비행에서 단주기 운동의 불안정성을 보이고 있으며, 가로방향의 경우 더취 롤 운동 특성은 기본적으로 안정적이거나 스파이럴 모드의 경우 Level I의 범주에 들어가지 못하고 불안정성과 진동이 포함된 복합 특성을 보여주고 있다. 이러한 해석결과는 상세설계 단계에서 형상 및 제어기 설계시 반영을 해 나갈 것이며 이를 위하여 앞으로 예정된 파워 풍동시험, 축소기 비행시험 등을 통해 시뮬레이션 프로그램의 개선과 검증 을 해 나갈 것이다.

후 기

이 연구는 산업자원부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어기술개발사업(스마트무인기기술개발사업)의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] M.D. Maisel, D.J.Giulianetti, D.C.Dugan, *The history of the XV-15 Tilt Rotor Research Aircraft-From Concept to Flight*, Government Reprinting Press
- [2] 유창선, 최형식, 박범진, "틸트로터 항공기 비행동특성 분석", 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 2004. 4. 16, 용평리조트
- [3] 유창선, 최형식, 박범진, 안성준, 강영신, "틸트로터 비선형 시뮬레이션 프로그램 개발", 제어자동화시스템공학회지, 제11권, 제3호, 2005. 3, pp.193~199
- [4] J. A. Franklin, *Dynamics, Control, and Flying Qualities of V/STOL Aircraft*, AIAA Education Series, 2002