한국항행학회 논문지 제 9 권 제 2 호 2005년 12월

스마트 무인기의 회전익 모드 비행성 분석

Analysis of Handling Qualities for Smart Unmanned Aerial Vehicle in Helicopter Flight Mode

이장호*, 김응태*

Jang-Ho Lee* and Eung-Tai Kim*

요 약

본 논문은 스마트 개발 사업의 일환으로 틸트로타 항공기(TR-S4) 비선형 시뮬레이션 모델의 비행성 분석을 수행하였다. TR-S4는 이착륙을 위한 헬리콥터 모드와 천이모드, 고정익 모드로 구분할 수 있다. 본 논문에서는 헬리콥터 모드만 고려하며, 이 모드는 호버링 모드와 전진비행 모드로 구분한다. 비행성 분석은 안정성과 조종성에 영향을 주는 조종입력에 대한 항공기 응답으로 구성된다. 조종사가 정확한 출발기동과 멈춤기동을 할 수 있게 하는 비교적 변위가 작은 운동과 연관되는 단주기 응답특성 파리미터인 bandwidth를 이용하여 비행성을 분석하였다. 안정성 증강장치(SAS)와 자세 제어기를 장착한 6자유도 비선형 시뮬레이션 모델을 이용한 TR-S4 헬리콥터 모드의 비행성은 대부분 ADS-3 규격서의 level 1을 만족하였다.

Abstract

The aim of this paper is to analyze handling qualities of tiltrotor aircraft(TR-S4) in helicopter flight mode including hovering and forward flight. Analysis of handling qualities is composed of aircraft response to control inputs that effect on stability and controllability. In short term response analysis, bandwidth is the critical parameter for small amplitude motions since it relates to the ability of a pilot to crisply start and stop maneuver. The handling qualities of TR-S4 in helicopter mode are analyzed with a SAS and an attitude controller and are satisfied level 1 in almost criteria with simulation of TR-S4 6-DOF nonlinear model.

Key words : Handling Quality, Smart Unmanned Aerial Vehicle, Helicopter Mode

I. 서 론

항공기의 제어시스템의 경우에 일반적으로 적용 가능한 정량적 설계조건을 얻는 것은 매우 어려운 일이다. 이러한 이유는 항공기 비행 조종성에 대한 평가가 항공기 상태, 비행조건, 대기상태, 외란 등의 조건에 따라 달라질 수 있기 때문이다. 이에 Cooper-Harper scale과 같은 비행 조종성을 평가할 수 있는 일반적인 지표가 발생하게 되었다[1].

Cooper-Harper scale은 조종사의 평가에 따라 모두 10개의 단계로 Cooper-Harper scale은 조종사에의 평가에 따라 모두 10개의 단계로 구분되었지만 헬리콥터 성능을 평가하는 미 군사규격인 ADS-33E에서는 이를 3가지로 구분하여 조종성을 구분하였다. ADS-33은 항공기의 안정성과 제어응답을 다루고 있다는 점에서는 MIL-H-8501A와 비슷하나, 제어

* 한국항공우주연구원 제어전자그룹(Department of Flight Control and Avionics, Korea Aerospace Research Institute)
· 제1저자 (First Author) : 이장호
· 접수일자 : 2005년 11월 9일

응답을 측정하는 방법에서 가장 큰 차이점을 보인다. 특히 ADS-33은 조종입력에 대하여 단주기와 중주기 응답을 모두 다루고 있으며, 제어입력의 변화의 주파수에 따른 항공기 응답 변화를 평가한다[2].

스마트 무인기는 항공기의 형상에 따라 헬기 모드, 천이 모드, 고정익 모드의 3가지로 구분되며, 헬리콥터 모드의 비행성능은 ADS-33E를 만족하도록 설계되었다. 본 논문에서는 헬리콥터 제자리 비행과 전진비행 모드를 다루고 있고, 조종성 평가는 스마트 무인기(TR-S4)의 비선형 시뮬레이션 모델을 이용하였으며, 개루프 특성을 분석하고 제어기를 장착한 폐루프 특성도 함께 비교하였다.

Ⅱ. 조종입력에 대한 응답조건

TR-S4의 헬리콥터 모드 비행성을 분석하기 위하여 조종입력에 대한 항공기 응답 조건은 3가지로 나눌 수 있다. 첫 번째로 소자세 변화(Small-Amplitude Attitude Change)는 조종입력에 대하여 항공기 자세 변화가 작을 때 평가하는 항목으로서 단주기 응답(short-term response)과 중주기 응답(mid-term response)으로 나눌 수 있다. 이 때 대역폭(bandwidth)은 소자세 변화 성능을 나타내는 중요한 파라미터이다. 두 번째로 중자세 변화(Moderate-Amplitude Attitude Change)로서 일반적으로 자세 빠르기(attitude quickness)를 말한다. 이는 헬기 성능을 평가하는 유용한 도구로서 헬기가 한 자세에서 다른 자세로 변화하는데 있어 얼마나 빠르고 정확하게 움직일 수 있는가를 측정하게 된다. 따라서 특정 축에 대하여 조종입력을 인가하였을 때 나타나는 항공기의 최대 각속도가 성능 측정에 있어 중요한 파라미터가 된다. 마지막으로 대자세 변화(Large-Amplitude Attitude Change)는 조종입력에 대하여 헬기 운동이 만족시켜야하는 최소의 자세각속도 또는 자세각을 말한다. TR-S4 틸트로터항공기는 자세명령 자세유지(attitude command attitude hold) 타입으로서 ADS-33 규격에서는 최소 자세각을 정의하고 있다.

TR-S4 헬기 제자리 비행모드와 전진비행모드의 종방향, 횡방향 고유치를 각각 그림 1과 그림 2에 나타내었다. 제자리 비행모드는 종방향, 횡방향 모두 불안정한 근을 가지고 있으며 전진비행모드는 불안정한 근이 안정한 방향으로 이동하여 종방향은 안정하나 횡방향은 여전히 불안정한 특성을 나타내고 있다.

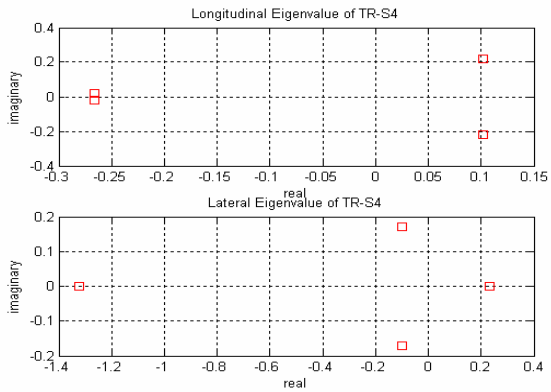

그림 1. TR-S4 헬기 제자리 비행모드 고유치
Fig. 1. Eigenvalue of TR-S4 for hovering mode.

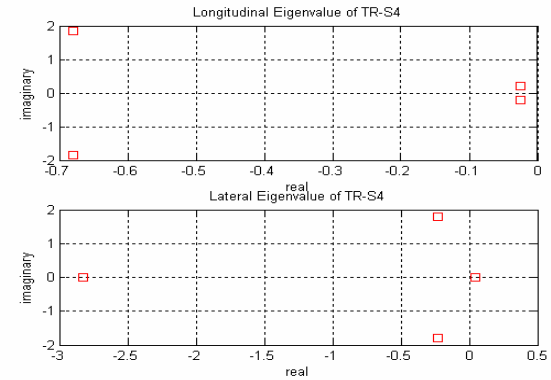

그림 2. TR-S4 헬기 전진비행 모드의 고유치
Fig. 2. Eigenvalue of TR-S4 for forward mode.

표 1. TR-S4 회전익 모드 비행조건
Table 1. Flight condition of TR-S4 for helicopter mode

비행모드	hovering	forward
tilt angle	90 deg	80 deg
rotor speed	168 rad/sec	168 rad/sec
velocity	0 km/h	133 km/h
altitude	0 m	0 m

헬기 제자리 비행모드의 비행조건은 표 1과 같이 틸트각은 90도, 속도는 0km/h, 고도는 0m의 상태이

다. 제자리 비행모드는 그림 1에 나타나듯이 종방향은 0.23rad/sec, 횡방향은 0.2rad/sec의 주파수대의 불안정한 근이 존재한다. 따라서 개루프 상태에서는 조종입력에 대하여 낮은 주파수로 항공기 자세가 발산하는 특성을 보이게 된다.

2-1 Small-Amplitude Attitude Change

작은 크기의 항공기 운동에 있어 중요한 파라미터는 대역폭으로서 크기(magnitude)와 상(phase)에 있어 조종입력에 대하여 유효한 항공기 응답을 나타내는 가장 큰 주파수를 나타낸다. 이는 조종사가 조종입력을 생성할 수 있으며 정확한 항공기 응답을 예측할 수 있는 주파수를 말한다. 이러한 특성을 나타내기 위하여 상지연을 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\tau_p = \frac{\Delta\Phi_{2\omega_{180}}}{57.3(2\omega_{180})} \quad (1)$$

여기서 상지연을 계산함으로써 조종입력과 항공기 반응간의 지연이 입력 주파수에서 얼마나 빠르게 증가하는가를 효과적으로 측정할 수 있게 된다. 그림 3은 TR-S4의 단주기 응답을 나타낸 것으로서 개루프는 피치, 롤, 요축에 대하여 모두 level 3을 나타내며, 제어기를 장착하면 level 1을 만족한다.

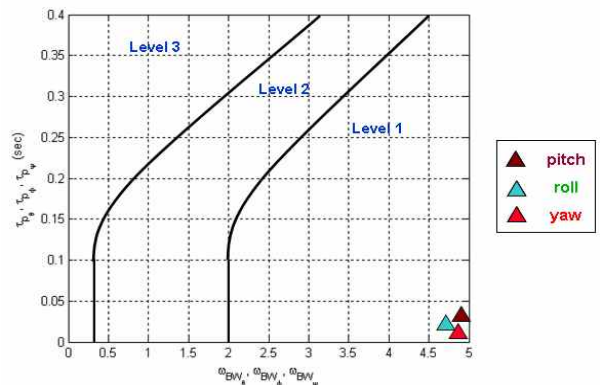

그림 3. 제자리 비행모드의 단주기 응답특성
Fig. 3. Short-term response characteristics for hovering mode.

중주기 응답특성을 확인하기 위하여 피치축과 롤축의 진동모드 특성을 고유주파수와 댐핑계수를 통하여 그림 4에 나타내었다. 개루프에 대하여 피치축은 level 2, 롤축은 level 1의 진동특성을 나타낸다. ADS-33에서는 댐핑계수 0.35를 기준으로 level 1과 level 2를 구분하였으나 TR-S4는 이보다 높은 0.7을 설계 목표로 설정하였다. 제어기를 포함한 폐루프에 대한 진동특성은 level 1을 만족하지만 설계목표인 댐핑계수 0.7은 만족하지 못하므로 차후 제어이득 변화를 통하여 설계목표를 만족시키도록 한다.

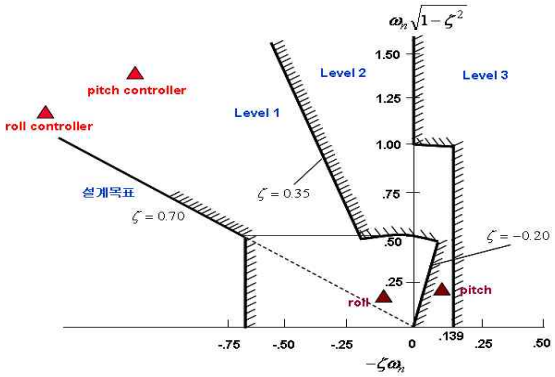

그림 4. 제자리 비행모드의 중주기 응답특성
Fig. 4. Mid-term response characteristics for hovering mode.

2-2 Moderate-Amplitude Attitude Change

중간 크기의 항공기 운동은 흔히 자세기동성(attitude quickness)이라 일컫는다. 이는 헬기의 기동성을 나타내며 어떠한 자세에서 다른 자세로의 변화하는 데 있어 얼마나 빠르고 정확하게 자세이동을 하는가를 평가한다. 자세 변화 빠르기를 측정하는 것은 헬기의 기동성을 평가하는 매우 유용한 도구이다. 자세 기동성을 측정하기 위하여 조종입력에 두 가지의 제약조건이 따른다. 이는 항공기의 정확한 성능을 측정하기 위한 것으로 성능 측정에 있어 왜곡을 방지하게 만들어 주게 된다. 첫 번째로 조종입력의 최대한 빠른 조종입력을 인가하여야 한다. 두 번째로 조종입력은 한 쪽 방향으로만 인가되어야 한다. 조종입력의 역전은 정확한 최대 자세변화율을 얻을 수 없기 때문이다. 그림 5는 중자세 변화에 대한 입력조건을 나타낸 그림으로서 x축은 시간을, y축은 트림상태로부터 자세 변화량을 나타낸다.

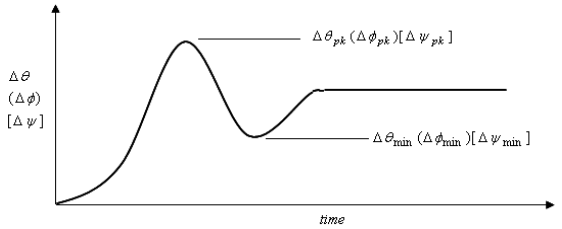

그림 5. 중자세 변화 입력조건
Fig. 5. Input for moderate amplitude attitude change.

그림 6~그림 11은 TR-S4의 각 축에 대한 자세기동성을 평가하기 위한 자세각과 자세 각속도 결과를 도시하였고, 최대 자세각 변화량에 대한 최대 자세각속도의 비율을 최소 자세 변화량으로서 각 축에 대한 자세기동성을 평가하였다. 자세기동성을 평가하기 위한 요구조건은 일단 다른 자세로의 변화 후에 안정하게 자세를 유지시켜야 한다. 따라서 비선형 모델에 대한 제어기를 설계한 후 시뮬레이션을 수행하였으며, TR-S4 항공기는 자세 명령/자세 유지(ACAH) 응답형으로서 각 축의 조종입력은 자세 명령으로 항공기에 전달된다. 그림 5는 피치축에 대한 자세 기동성을 평가하기 위하여 세로축 조종입력 후 항공기의 피치각과 피치각속도를 시간축에 대하여 나타낸 결과이다. 피치각은 약 10% 정도의 오버슛이 발생하였으나 수 초 이내에 피치각 20도로 수렴하는 것을 확인할 수 있다. 최대 피치각은 23도이며, 최대 피치각속도는 40deg/sec를 나타내는 결과를 확인하였다. TR-S4 각 축의 자세 기동성은 모두 level 1을 만족함으로써 헬기 제자리 비행 모드에 대하여 기동성이 높은 것을 확인하였다.

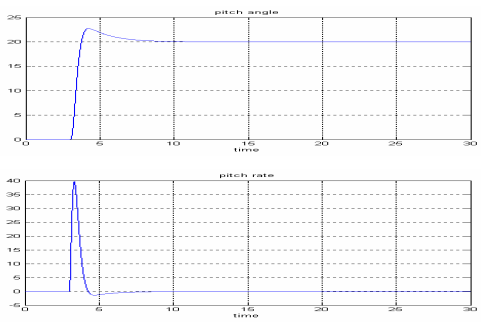

그림 6. 피치축 자세 기동성에 대한 피치각, 피치각속도 시간응답
Fig. 6. Pitch angle and pitchrate response for pitch attitude quickness.

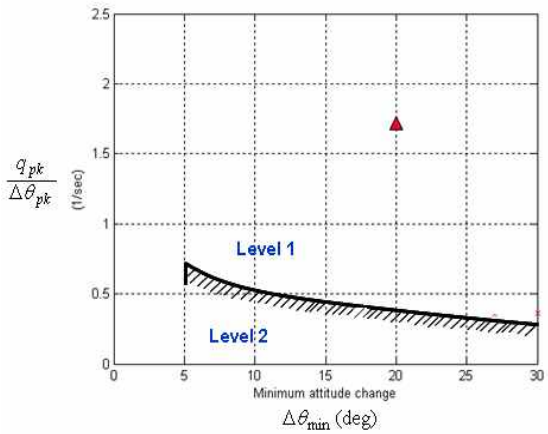

그림 7. 피치축 자세 기동성
Fig. 7. Pitch attitude quickness.

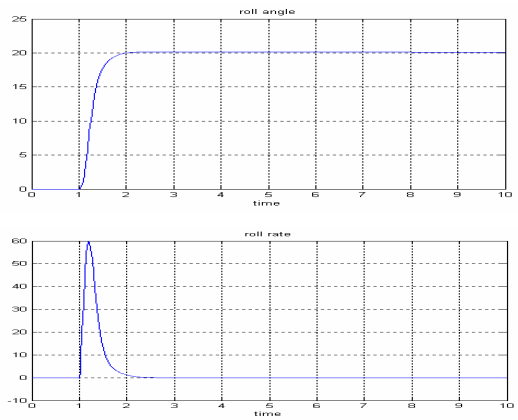

그림 8. 롤축 자세 기동성에 대한 롤각, 롤각속도 시간답
Fig. 8. Roll angle and rollrate response for roll attitu quickness.

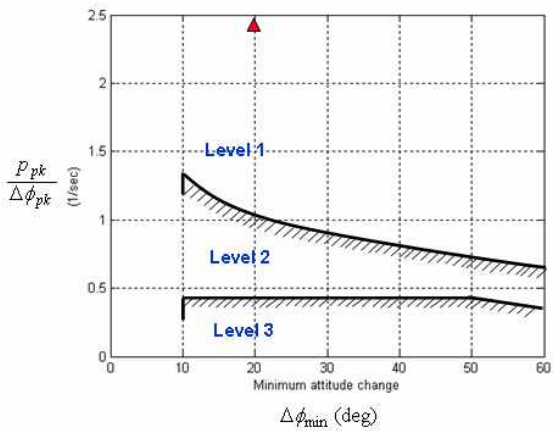

그림 9. 롤축 자세 기동성
Fig. 9. Roll attitude quickness.

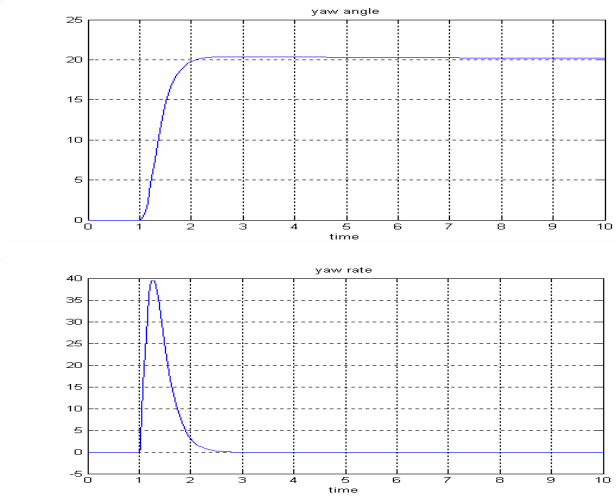

그림 10. 요축 자세 기동성에 대한 요각, 요각속도 시간응답
Fig. 10. Yaw angle and yawrate response for yaw attitude quickness.

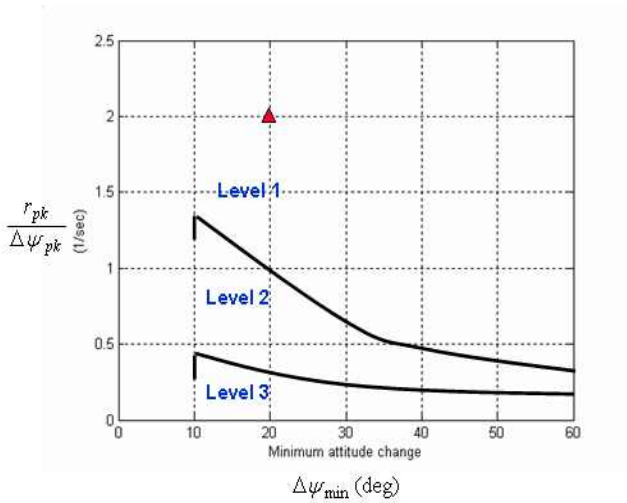

그림 11. 요축 자세 기동성
Fig. 11. Yaw attitude quickness.

2-3 Large-Amplitude Attitude Change

헬기 제자리 비행모드의 비행조건은 표 1과 항공기 자세에 큰 변화를 일으키는 조종입력에 대한 항공기의 요구조건을 만족하는지를 평가하기 위한 조종입력에 대해서 ADS-33에서는 특별히 규정하고 있지 않다. 하지만 일반적으로 스탭 입력을 주로 사용한다. 평가는 시간영역에서 해석하는데 이유는 작동기의 포화와 로터 블레이드 에어포일이 실속에 가까워짐으로써 발생하게 되는 불연속성과 비선형성이 존재하기 때문이다.

표 2. 헬기 제자리 비행모드의 대자세 변화에 대한 자세각 요구조건
Table 2. Requirement for large-amplitude attitude change - hover mode.

AGILITY CATEGORY MTE	ATTITUDE RESPONSE-TYPES			
	ACHIEVABLE BANK ANGLE (deg)			
	LEVEL 1		LEVEL 2 and 3	
	Pitch	Roll	Pitch	Roll
Limited Agility Hover Landing Slope Landing	± 15	± 15	± 7	± 10
Moderate Agility Hovering Turn Pirouette Vertical Maneuver Depart/Abort Lateral Reposition Slalom	+20 -30	± 60	± 13	± 30
Aggressive Agility Vertical Remask Acceleration Deceleration Sidestep Target Acquisition and Track Turn to Target	± 30	± 60	+20 -30	± 30

요구조건은 표 2와 같다. 기동 특성에 따라 항공기가 만족해야 할 최소한의 자세각을 정의하고 있다. TR-S4는 무인기로서 수행할 임무를 고려하면 limited agility 기동이 대부분을 차지하며, 필요에 따라 moderate agility 기동을 수행할 경우도 있다. 따라서 TR-S4에 대해서는 이 두 가지 기동조건을 고려하여 피차각과 롤각이 각각 최소 ±30deg, ±60deg를 만족하도록 제어기를 설계하였다.

Ⅲ. 연성 효과

조종입력은 각 축에 대하여 연성이 최소화 되도록 제어기를 설계하여 안정성과 조종성의 효율을 극대화하여야 한다. 이러한 항공기의 연성효과를 측정하기 위하여 특정 축에 조종입력이 인가되었을 때 이외의 축의 응답이 어느 정도 반응하는가를 비율로 나타내어 연성효과를 수치화하여 평가하게 된다. 일반적으로 조종입력 인가 후 특정 시간에서의 항공기 자세 변화율을 비교함으로써 측정할 수 있다.

3-1 콜렉티브 입력에 의한 피치 자세 연성

콜렉티브 입력에 의한 피치 자세 영향은 입력의 크기에 따라 2가지로 구분하여 해석한다. 첫 번째로 작은 콜렉티브 입력에 대하여는 20% 이하의 토크 변화가 일어나야 하며, 는 입력을 인가한 후 3초 이내의 응답에 대해서 해석하여야 한다.

$$|\Delta\Theta_{peak}/\Delta n_{Z_{peak}}| < 1.0 \deg/ft/\sec^2 \quad (2)$$

두 번째로 큰 콜렉티브 입력에 대해서는 20% 이상의 토크 변화를 주어야 한다. 각각의 입력 조건에 대하여 항공기 응답이 만족해야 하는 조건은 아래와 같다.

$$|\Delta\Theta_{peak}/\Delta n_{Z_{peak}}| < 0.5 \deg/ft/\sec^2 : up \quad (3)$$

$$|\Delta\Theta_{peak}/\Delta n_{Z_{peak}}| < 0.25 \deg/ft/\sec^2 : down \quad (4)$$

그림 12와 그림 13은 TR-S4 개루프의 연성효과를 측정하기 위하여 제어기 없이 비선형 시뮬레이션을 수행하였다. 제어입력은 1초에 콜렉티브 입력을 주었으며, 이 때 토크 변화율은 +17.8%이다. 4초까지의 최대 수직가속도 변화에 대한 최대 피치각 변화율은 0.11로서 규격조건을 만족하는 것을 확인할 수 있다.

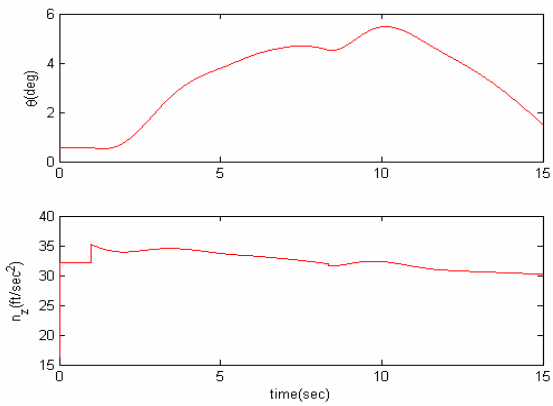

그림 12. 콜렉티브 입력에 대한 피치각과 수직가속도
Fig. 12. Pitch angle and vertical acceleration for collective input.

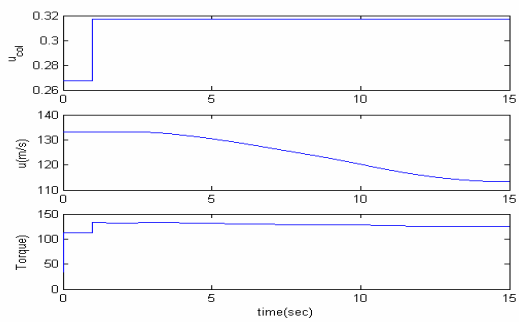

그림 13. 콜렉티브 입력에 대한 피치 자세 연성효과 (조종입력, 전진속도, 토크)
Fig. 13. Pitch attitude coupling for collective input (collective input, forward speed, torque)

3-2 피치 입력에 대한 롤 축 연성

TR-S4 항공기의 피치 입력에 대하여 롤 축의 연성효과는 식 (5)와 같이 입력 후 4초 후의 트림상태로부터의 피치각 변화량에 대한 롤 각의 최대 변화율이 level 1을 만족하기 위해서 값이 0.25를 넘어서지 말아야 하며, level 2에 대해서는 0.6를 초과하지 말아야한다

$$\Delta\Phi_{pk}/\Delta\Theta_4 \le \begin{cases} \pm 0.25 : \text{for } Level1 \\ \pm 0.60 : \text{for } Level2 \end{cases} \quad (5)$$

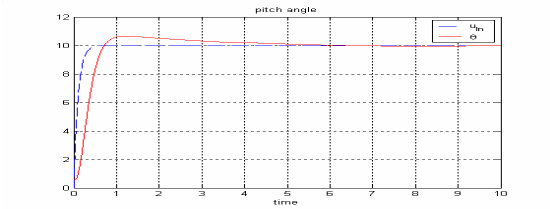

그림 14. 롤 명령에 대한 피치 축 연성효과 (조종입력, 피치각)
Fig. 14. Pitch axis coupling for roll angle command(control input, pitch angle).

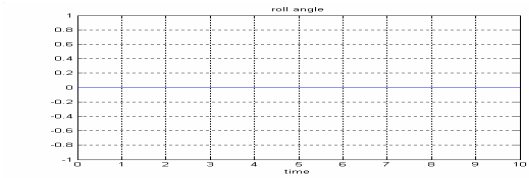

그림 15. 롤 명령에 대한 롤 각 반응
Fig. 15. Roll angle response for roll command.

TR-S4 제어기가 설계된 비선형 모델에 대한 시뮬레이션 결과로 그림 14와 그림 15에서 나타난 것과 같이 피치축 step 입력에 대하여 롤 각의 반응 수치는 0에 가까워 롤 축 응답이 거의 나타나지 않는 것을 확인할 수 있으며, level 1을 만족한다. 따라서 TR-S4 항공기의 피치축 입력에 대한 롤축의 연성효과가 없어 항공기 안정성과 조종성을 증대시키는 효과를 얻을 수 있다.

Ⅳ. 결 론

틸트로터 항공기(TR-S4)의 헬리콥터 비행모드에 대한 비행특성을 회전익 항공기의 미 군사규격인 ADS-33을 기준으로 평가하였다. TR-S4 헬기 제자리 비행모드의 개루프 특성은 종방향, 횡방향 모두 저주파 영역에 불안정한 근을 가지고 있다. 개루프의 단주기 응답특성은 모두 level 3으로서 조종이 어려운 특성을 나타내었으나, 제어기가 들어간 폐루프는 level 1을 만족함으로써 항공기 운동이 안정화되었음을 확인하였다. 또한, 중주기 응답의 개루프 특성은 종방향은 level 2, 횡방향은 level 1을 만족하며, 폐루프 특성은 level 1을 만족하였다. 자세 기동성은 제자리 비행모드에서 각 축에 대하여 모두 level 1을 만족함으로써 TR-S4 틸트로터 항공기의 탁월한 기동 특성을 확인하였다.

본 논문에서는 헬리콥터 비행모드에 대해서 특성을 분석하였으나, 향후 고정익 모드에 대하여 고정익 항공기의 미 군사규격인 MIL-8785를 기반으로 TR-S4 비행특성을 분석할 예정이다.

후 기

이 연구는 산업자원부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

[1] ADS-33E-PRF
[2] Jeffrey Scott Dodge, "Incorporating Practical Experience with Aeronautical Design Standard 33 in United States NAVAL Test Pilot School Rotary Wing Curriculum," May 2004.
[3] Marilena D Pavel and Gareth D Padfield, "Progress in the Development of Complementary Handling and Loading Metrics for ADS-33 Manoeuvres," American Helicopter Society 59th Annual Forum, Phoenix, Arizona, May 6-8 2003.
[4] Robert Celi, "Calculation of ADS-33 Quickness Parameters with Application to Design Optimization," 29th European Rotorcraft Forum, Friedrichshafen, Germany, September 15-18 2003.
[5] Marilena D Pavel and Gareth D Padfield, "Defining Consistent ADS-33-Metrics for Agility Enhancement and Structural Loads Alleviation," American Helicopter Society 58th Annual Forum, Montreal, Canada, June 11-13 2002.

이 장 호 (李章鎬)

2001년 2월 : 한국항공대학교 항공기계공학과(공학사)
2003년 2월 : 서울대학교 항공우주공학과(공학석사)
2003년 3월~현재 : 한국항공우주연구원 제어전자그룹 연구원
관심분야 : 비행제어 및 시뮬레이션, 고장진단

김 응 태 (金應泰)

1981년 2월 : 서울대학교 항공우주공학과(공학사)
1983년 2월 : KAIST 항공우주공학과(공학석사)
1991년 2월 : Purdue 항공우주공학과(공학박사)
2004년 1월~현재 : 한국항공우주연구원 제어전자그룹 그룹장
관심분야 : 무인항공기, 비행제어, 항공기 모델링