

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.3.243>

회전익 무인항공기의 비행안정성 규명을 위한 ADS-33E 적용기법 연구

정환호*, 석진영*, 김병수**, 이상기***

A Study on ADS-33E with Application to the Assessment of Handling Quality for Unmanned Rotorcraft

Hwan-ho Jeong*, Jinyoung Suk*, Byoungsu Kim** and Sangkee Lee***

ABSTRACT

In this paper, a systematic consequence of evaluation method, procedure, and flight data analysis is investigated for application of ADS-33E-PRF to UAV. And it is applied to unmanned rotorcraft for evaluation. CNUHELI-020, which is developed in Chungnam National University, is used for assessment of handling quality: decoupled longitudinal and lateral/directional model were used to assess handling qualities. Evaluation flight maneuvers are categorized as hover/low-speed requirements, small-amplitude attitude change, and moderate-amplitude attitude change requirements.

초 록

본 논문에서는 회전익 유인항공기의 비행성 기준인 ADS-33E-PRF 규정을 회전익 무인항공기에 적용하기 위한 시험방법 및 절차, 그리고 데이터 분석방법에 대해서 기술하였다. 비행특성을 평가하기 위한 대상 모델은 충남대학교에서 보유한 실험용 회전익 무인항공기 CNUHELI-020이며 종/횡/방향축 선형모델을 사용하였다. 비행특성을 평가하기 위한 요구조건은 공중 제자리비행 및 저속비행 요구조건 중 미소진폭크기 자세변화와 중간진폭크기 자세변화이며, 종/횡방향축에 대해서 공중 정지비행시 비행특성을 평가하였다. 규정에 근거한 비행성 평가결과, 대상 무인항공기는 해당 비행영역에서 대부분 Level 1의 비행성을 갖는 것으로 파악되었다.

Key Words : ADS-33E-PRF, Handling Quality(비행특성), Unmanned Rotorcraft(회전익 무인비행기)

1. 서 론

하늘을 날고자 하는 인간의 꿈은 20세기 탄생한 동력비행기에 의해서 이루어졌다. 100년 남짓

의 항공역사 동안 수많은 전쟁을 통해 항공기술이 발전하면서 다양한 개념의 비행기들이 개발 및 운용되고 있다. 특히 컴퓨터와 소프트웨어 산업의 발전은 첨단 무인항공기를 개발할 수 있게 하였다. 무인항공기의 도래로 말미암아 사람이 하기 어려운 반복적이고 지루한 비행, 그리고 위험성이 높은 임무를 더는 사람이 수행하지 않아도 되는 환경을 구축했으며, 더 나아가 고도의 항공우주기술이 요구되는 무인전투기(UCAV : Unmanned Combat Air Vehicle)의 개발로 이어

† 2011년 10월 31일 접수 ~ 2012년 2월 6일 심사완료

* 정회원, 충남대학교 항공우주공학과

** 정회원, 경상대학교 기계항공공학부

*** 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

교신저자, jsuk@cnu.ac.kr

대전 유성구 대학로 99

지고 있다[1-2].

최근 무인항공기의 개발 경향을 보면 유인기의 무인화와 더불어 새로운 개념의 회전익 무인항공기가 등장하고 있다. 2007년 미국 국방성(DoD, Department of Defense)에서 발간한 Unmanned System Roadmap 2007-2032를 보면 무인기의 임무와 환경이 단순하고 어렵지 않은 환경에서 점점 복잡한 환경, 다양한 임무로 증가할 것이라고 예상하고 있다. 이렇듯 예전에는 무인기의 임무가 단순하게 정찰, 감시의 임무를 수행했다면 앞으로의 무인기가 담당할 임무는 정찰, 감시의 임무를 벗어나 무인기간 통신 중재역할, 전장에서 다른 무인로봇의 경로를 탐색하는 역할 등 다양한 임무가 부가될 것이다[3]. 이렇게 복잡하고 다양한 임무를 수행하기 위해서는 무인항공기의 비행특성이 주어진 임무를 수행하기에 적절해야 한다.

항공기의 개발시에 고정익과 회전익의 형상에 따라 각각 비행특성을 평가하기 위한 기준이 제시되어 있는데, 고정익에는 주로 MIL-H-1797을, 회전익에는 주로 ADS-33E-PRF를 적용하고 있다 [4-5]. 본 논문에서는 회전익 유인 항공기에 적용되는 ADS-33E의 규정 중 공중 제자리 비행 및 저속 비행 요구조건(Hover and low speed flight requirements)에서 미소진폭크기 자세변화(Small amplitude attitude change)와 중간진폭크기 자세변화(Moderate-amplitude attitude change)의 규정분석, 비행특성 평가방법, 시험절차, 데이터 획득 및 분석에 대해서 연구하였다. 비행특성 평가는 유인 헬리콥터인 AH-1G Cobra 선형모델에 대해서 비행특성을 평가하기 위해 개발된 자동화 코드를 충남대학교의 소형 무인 헬리콥터 CNU-HELI-020에 적용하여 시뮬레이션을 비교해 자동화 코드를 검증하였다.

II. 본 론

2.1 비행성

비행성은 항공기의 안정성과 조종특성을 평가하는데 중요한 기준이 되며, 조종사가 임무를 수행하기 위해 항공기를 쉽고 정확하게 제어할 수 있는지를 나타내는 특성이다. 비행성을 평가하기 위한 방법은 Fig. 1에서 보여지는 바와 같이 조종사의 주관적인 판단에 근거한 Cooper-Harper rating scale과 입력에 대한 항공기의 반응을 기준으로 판단하는 정량적 판단법이 있으며, 균용

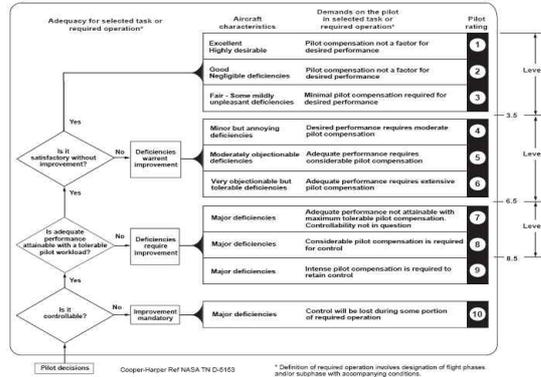


Fig. 1. Cooper-Harper rating scale

항공기 기준으로 고정익은 MIL-F-8785에서 전기식 비행제어(FBW : Fly By Wire)항공기에 적용하기 위해서 MIL-HDBK -1797A로 보완 개편되었으며, 회전익 항공기는 ADS-33E-PRF에 제시되어 있다.

이러한 비행성은 대상항공기, 조종사, 비행임무 및 비행환경에 의해서 복합적으로 결정된다. 첫 번째 요소인 항공기는 조종사의 입력이나 외란에 대한 항공기의 반응이 비행특성에 영향을 주는 경우이다. 두 번째 요소인 조종사는 주관적인 판단에 의해 비행특성에 영향을 준다. Fig. 1의 rating scale에서 보듯이 조종사의 임무부담감에 따라서 등급이 결정되며, 비행특성으로 평가된다. 일반적으로 전반적인 비행영역에 대해서 Level 1의 비행특성이 필요하지만 위급상황이나 임무실패 상황에서는 Level 2의 비행성도 허용된다. 하지만 Level 3의 비행특성은 조종사의 부담이 과중하여 다시 고려해야 하는 비행등급이다. 세 번째 요소는 조종사가 수행하는 임무이다. 비행특성이 조종입력에 대한 항공기의 응답과 항공기의 동특성과 매우 관련이 깊다. 정확한 경로추종이 요구되는 비행임무와 일반적인 순항상태 비행은 비행성 요구조건이 상이할 수 있다. 마지막으로 환경적인 요소로 회전익 항공기에 있어서는 특히 조종사의 시야와 관련이 있다. 즉, 조종사가 시계 보조 장치에 의존하는 정도에 따라서 비행특성 평가방법이 달라진다.

2.2 비행성 평가절차

회전익 항공기의 비행성은 Fig. 2에서 보듯이 조종사의 주관적인 판단에 의해서 결정되는 Assigned Level of Handling Qualities와 입력과 출력의 데이터에 근거한 Predicted Level of Handling Qualities 등급이 있다. 비행특성 평가

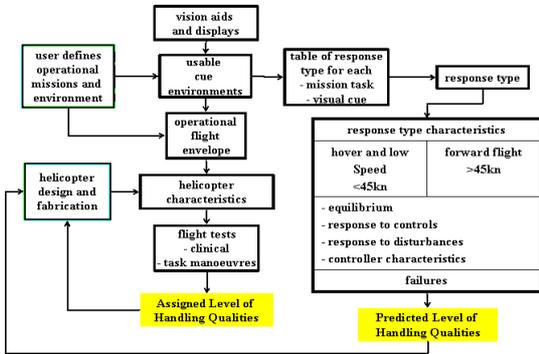


Fig. 2. Conceptual framework for handling qualities specification

를 하기위한 요구조건들은 세부분으로 나누어지는데, 1)저속비행 및 공중제자리비행과 2)전진비행 그리고 3)비행시험 기동이 그것이다. 저속비행 및 공중제자리비행 그리고 전진비행에 대한 요구조건은 대지속도 45knots 기준으로 구분된다. 비행시험 기동은 직접적인 시험코스과 제한된 성능이 주어지는데 주어진 성능기준을 반드시 만족해야 한다[6].

2.3 공중 제자리 비행 및 저속비행 요구규격

ADS-33E에서는 대지속도 45knot(=85km/h)를 기준으로 공중 제자리 비행 및 저속비행 그리고 전진비행으로 구분하며 비행속도영역에 따라서 각각의 요구규격 만족도에 따른 비행성을 할당한다. 미소진폭 자세변화는 조종입력에 대한 단주기 응답(Short-term response)과 중간주기 응답(Mid-term response)로 나누어진다. 단주기 응답은 조종사의 frequency sweep 입력에 대한 항공기의 자세를 주파수 영역에서 평가한 기준이다. Fig. 3에서 보듯이 비행특성 평가변수인 대역폭(bandwidth)과 위상지연(phase delay)은 조종입력에 대한 주파수 응답인 bode plot에서 결정된다. 이득대역폭(gain bandwidth)은 위상이 -180도일 때 이득에서 이득여유가 6dB 일 때의 주파수이며 위상대역폭(phase bandwidth)은 위상이 -135도 일 때 주파수이다. 위상지연은 다음의 식(1)에 의해서 계산된다.

$$\tau = \frac{\Delta\phi 2\omega_{180}}{57.3 (2\omega_{180})} \quad (1)$$

미소진폭크기 자세변화 중간주기 응답은 조종사의 조종입력에 대한 반응모드와 관련이 있으며, 종축은 phugoid mode, 횡/방향축은 dutch roll mode와 관련이 있다. Fig. 4에서 보듯이 비행

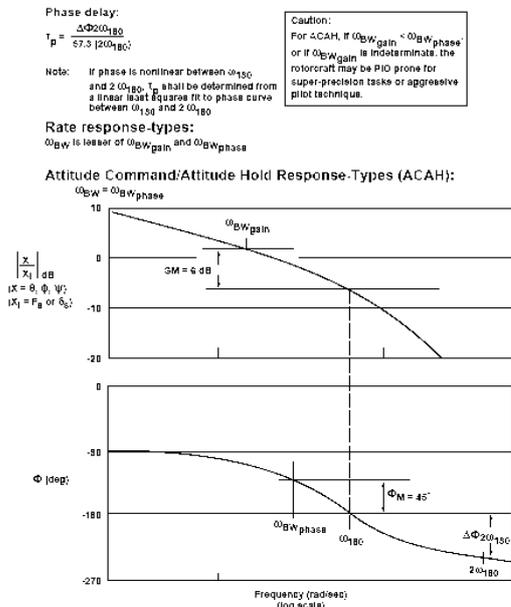


Fig. 3. Definitions of Bandwidth and Phase Delay

특성을 평가하기 위한 변수들은 고유진동수(ω_n)와 제동비(ζ)이다.

중간진폭크기 자세변화는 조종입력 후 항공기의 자세변화와 관련된 기준이다. 평형상태에서 다른 평형상태로 얼마나 빠르게 항공기가 반응을 하는지 확인하기 위한 평가이며, 항공기의 자세변화각(Δφ, Δθ, Δψ)와 각속도 변화(Δp, Δq, Δr)에서 비행특성을 평가하기 위한 변수들을 찾아야 한다. Fig. 5의 요구조건에서 보듯이 비행특성을 평가하기 위한 변수는 각속도 최고값과 자세변화 최대값의 비(peak angular rate/peak attitude change), 최대 자세변화 값 다음의 min. attitude change값이다.

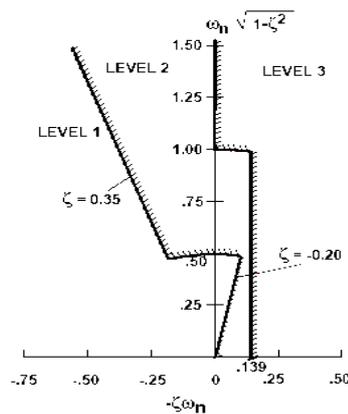


Fig. 4. Limits on oscillations

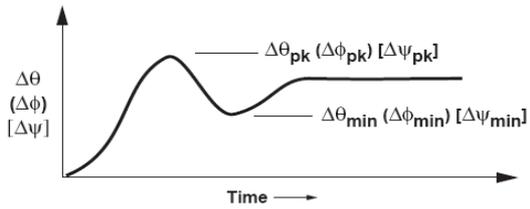


Fig. 5. Definition of moderate-amplitude criterion parameters

각각의 축에 대한 자세변화 범위는 종축의 경우에는 5~30도 이내, 횡축과 방향축에 대해서는 10~60도 이내의 범위에서 이루어져야 한다. 즉, 각각의 축에 대해서 최소 자세 변화각을 만족할 만큼의 조종입력을 인가해야 한다.

2.4 비행성 평가방법 및 해석

미소진폭크기 자세변화 단주기 응답에 대한 비행특성은 주파수 응답과 관련이 있다. 특히 고차원 전달함수로 표현되는 시스템인 회전익 항공기는 시간영역에서의 해석보다 주파수 영역에서 해석이 더 용이하다. 주파수 영역에서 시스템 해석은 출력이 입력의 형태에 둔갑하고 안정한 시스템은 물론이며 불안정한 시스템에도 적합하기 때문이다. 따라서 주파수영역에서 입력에 대한 출력의 상관관계를 해석함으로써 비행성을 평가할 수 있다.

주파수 응답은 시스템의 입력과 출력의 Fourier Transform으로 나타내어지며, 시간 영역의 응답을 주파수 영역으로 변환은 FFT(Fast Fourier Transform)을 사용한다. 연속적인 시간영역에서 한정된 시간 T를 포함하는 Finite Fourier 함수 $X(f,T)$ 는 식 (2)와 같으며, SISO 주파수 응답 $H(f_k)$ 는 식 (3)과 같다. G_{xx} 와 G_{yy} 는 one-sided input(X) output(Y) autospectral-density estimates 이다.

$$X(f, T) = \int x(t) e^{-j\pi ft} dt \tag{2}$$

$$H(f_k) = \frac{G_{xy}(f_k)}{G_{xx}(f_k)}, k = 0, 1, 2, \dots, N/2 \tag{3}$$

중간주기 응답에 대한 비행특성은 항공기의 고유진동 모드와 관련이 있다. 조종사의 입력 후 항공기의 응답을 분석해 고유진동수와 제동비를 구해야 한다. Fig. 6과 같이 진동하는 모드에서 고유진동수와 제동비를 구하기 위해서 대수 감쇠율(Logarithmic decrement)을 이용한다. 대수 감

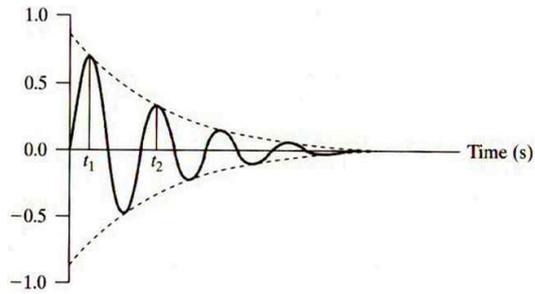


Fig. 6. Underdamped response example

쇠율은 자유진동의 진폭이 감쇠하는 정도를 나타내며 연속적인 두 진폭의 비에 자연 대수를 취한 것으로 정의된다[7-8].

각각의 변수들은 식 (4-6)을 이용해 구할 수 있다. 여기서 $x(t_1)$ 은 자세 변화에 대한 그래프에서 첫번째 최고치이며 $x(t_2)$ 는 두 번째 최고치이다.

$$\delta = \ln \frac{x(t_1)}{x(t_2)} \tag{4}$$

$$\zeta = \frac{\delta}{\sqrt{4\pi^2 + \delta^2}} \tag{5}$$

$$f = \frac{2\pi}{T} \tag{6}$$

중간진폭크기 자세변화 비행특성 평가는 펄스형(Pulse-Type) 조종입력에 대한 항공기의 자세와 각속도 변화율을 기준으로 평가를 수행한다. 각속도 변화율에서는 peak angular rate를 구해야 하며, 자세변화에서는 peak attitude value와 min attitude value를 구해야 한다. 이때 조종입력의 크기는 최소 자세 변화각이 종축은 5도, 횡/방향축은 10도를 넘는 크기여야 한다.

2.5 회전익 무인항공기의 비행성 평가

앞 절에서 정의한 회전익 항공기의 비행성 평가기준을 충남대학교에서 보유하고 있는 실험용 무인헬기 CNUHELI-020에 대해 적용하였다. CNUHELI-020은 40CC급 가솔린 엔진을 사용하며 이륙부터 미션수행, 착륙까지 외부조종사 없이 전자동화 운용이 가능하다. 임무장비로는 고성능 PAN/TILT CCD Camera가 장착되어 있다. 대상 무인헬기의 형상과 제원을 각각 Fig. 7과 table 1에 정리하였다[9]. 대상 무인항공기의 선형화된 종축 및 횡/방향축 모델은 상태공간 식으로 부록 1에 수록하였다[9]. 아울러 비행특성



Fig. 6. CNUHELI-020

Table 1. Specification of CNUHELI-020

| Parameter | Value | Unit |
|----------------|-------|------|
| Gross Weight | 18 | kg |
| Rotor Diameter | 1.86 | m |
| Length | 1.6 | m |
| Width | 0.37 | m |
| Height | 0.73 | m |
| Rotor RPM | 1400 | RPM |
| Endurance | 1 | hr |
| Engine Power | 3.5 | HP |

평가를 위해 개발한 코드의 검증(Matlab)을 위하여 Matlab Simulink(시뮬레이션)결과와 비교하였다. 종축 미소진폭크기 자세변화 단주기 응답에 대한 종축의 입력은 0~2Hz frequency sweep을 입력했으며, 횡/방향축은 0~7Hz frequency sweep을 입력했다. 비행특성은 입력에 대한 출력의 결과를 비교하여 대역폭과 위상지연을 계산해 비행특성 평가를 한다. 종축에 대한 대역폭은 3.0767rad/sec, 위상지연은 0.0573sec로 계산되었다. 이 결과를 토대로 비행특성은 Level 1로 평가되었다. 횡/방향축에 대한 대역폭은 2.9940 rad/sec, 위상지연은 0.0564sec로 파악되었으며 비행특성은 Level 1로 평가되었다. 미소진폭크기 자세변화 중간주기 응답은 고유진동수와 제동비와 관련이 있으며 비행특성은 Fig. 9와 같다. 종축에 대한 고유진동수는 0.1043 rad/sec, 제동비는 0.0683이다. 이 결과를 토대로 비행특성은 Level 1로 평가되었다. 횡/방향축에 대한 고유진동수는 0.4968, 제동비는 0.2842이며, 비행특성은 Level 2로 평가되었다.

중간진폭크기 자세변화에 대한 비행특성은 Fig. 10과 같다. 조종입력은 종축에 대해서는 크기가 1이고 주기가 0.5초인 pulse 입력이며, 횡/방

향축은 크기가 2이고 주기가 0.5초인 pulse 입력을 인가하였다. 종축에 대한 비행특성 변수들인 각속도 최고값과 자세변화 최대값의 비는 2.4639/sec, 최소 자세 변화값은 5.6197deg이며, 횡/방향축에 대한 각속도 최고값과 자세변화 최대값의 비는 2.9481/sec, 최소 자세 변화값은 10.2449deg 이다. 비행특성은 각각의 축에 대해서 모두 Level 1로 평가 되었다.

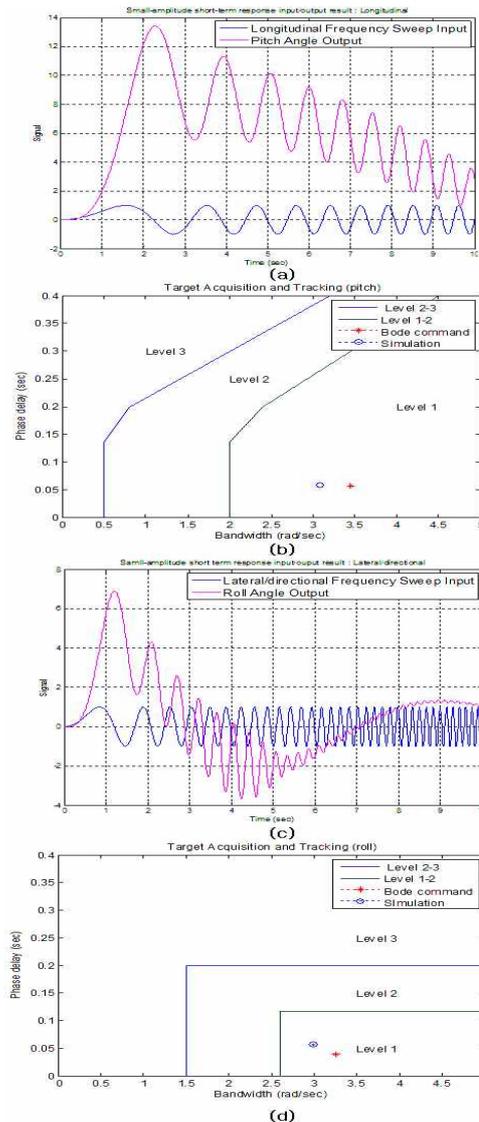


Fig. 7. Small-amplitude short-term response handling quality (a) longitudinal input/output, (b) longitudinal result, (c) lateral/directional input/output, (d) lateral/directional result

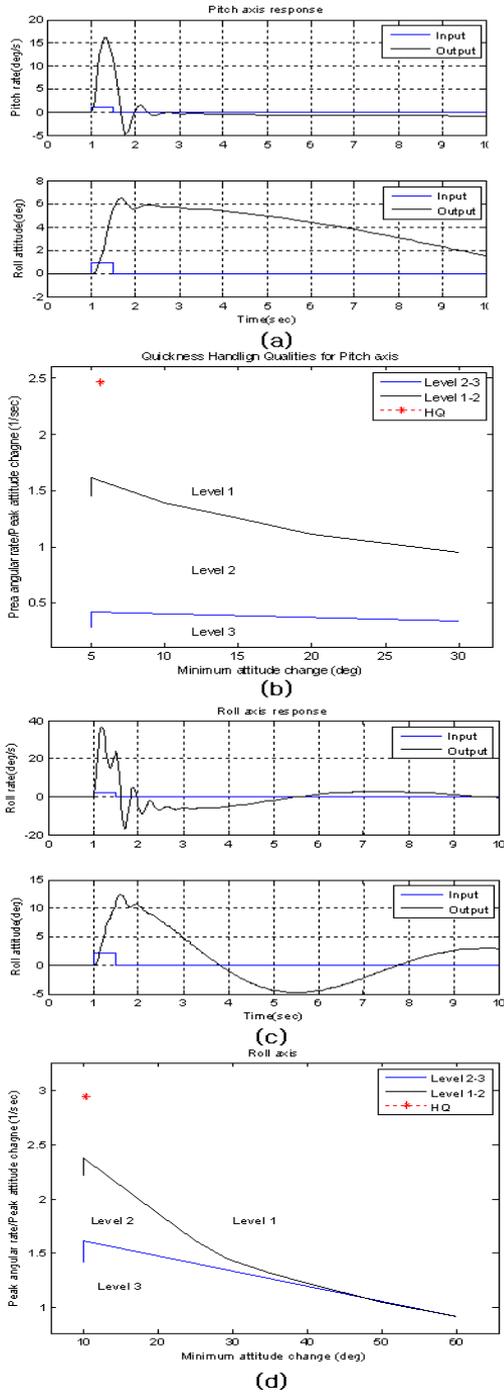


Fig. 9. Moderate-amplitude handling quality
 (a) longitudinal input/output,
 (b) longitudinal result,
 (c) lateral/directional input/output
 (d) lateral/directional result

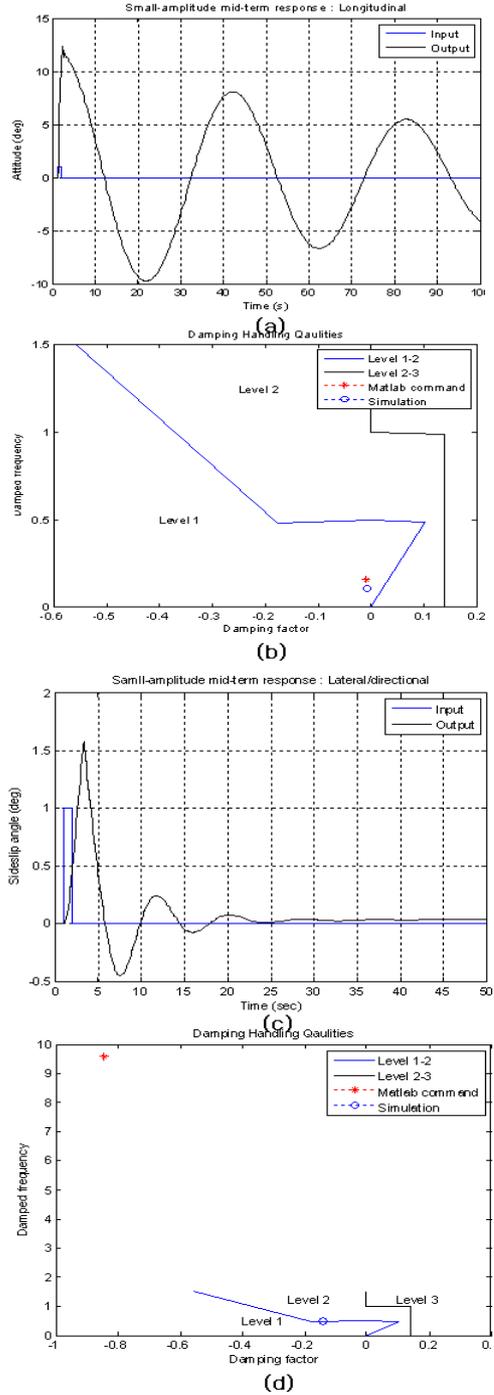


Fig. 10. Small-amplitude mid-term response handling quality
 (a) longitudinal input/output,
 (b) longitudinal result,
 (c) lateral/directional input/output
 (d) lateral/directional result

III. 결 론

회전의 무인항공기의 임무와 역할이 확대되고 있는 현 상황에서 개발되는 회전의 무인항공기의 비행성 평가는 매우 중요하다, 무인항공기만을 위한 전용 비행성 평가규정이 없는 상태에서 본 논문에서는 회전의 유인항공기 비행특성 평가 요구 규격서인 ADS-33E-PRF를 소형 무인헬리콥터인 CNUHELI-020 선형모델에 적용해 비행특성 평가를 수행하였다. 비행성 평가 결과, CNUHELI-020 무인헬리콥터는 대부분의 비행영역에서 Level 1의 비행특성을 보이는 것을 확인하였다. 실제 회전의 무인항공기의 정확한 비행성 분석을 위해서는 비행시험이나 비선형 시뮬레이션을 통하여 비행성 수준을 판정하여야 하나, 본 연구에서는 비행시험에 소요되는 막대한 시간과 비용을 고려하고, 또한 기본적인 무인헬기의 비행성을 확인하는 차원에서 선형시뮬레이션으로 국한하였다. 본 연구의 결과로 회전의 유인항공기에 대한 비행성 평가기법을 회전의 무인항공기에 적용할 수 있는 가능성을 확인하였으며, 유인항공기를 개조한 무인항공기 및 소형/중형급의 회전의 무인항공기의 비행성을 폭넓게 평가하는 규정으로 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사를 드립니다. (계약번호 UD100048JD)

참고문헌

- 1) 강영신, 박범진, 유창선, "무인항공기의 제어기술개발 동향", *항공우주산업기술동향*, 4권 2호, 스마트무인기 기술개발사업단, 2006.
- 2) 양용석, "한국형 무인전투기(UCAV)시스템 개발전망에 관한 연구", *군사연구* 제123호 pp. 93~113, 2007
- 3) "Unmanned System Roadmap", 2007-2032. Office of Secretary of Defense. 2007.
- 4) DOD, *Flying Qualities of Piloted Aircraft : MIL-H-1797A*
- 5) "Handling qualities requirements for military rotorcraft", *Aeronautical Design Standard Performance Specification ADS-33E-PRF*, 2000.
- 6) Padfield, Gareth D. "Helicopter flight dynamics : The theory and application of flying qualities and simulation modeling", Oxford: Blackwell Science, 1996.
- 7) 박정호, 김부민, 김병수, "고정익 항공기의 비행성 평가기법 및 자동화 코드 개발", *한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집* pp. 1278~1282, 2008.
- 8) Daniel J. Inman, *Engineering Vibration*, Prentice Hall
- 9) 방극희, *소형 무인헬리콥터의 동역학 모델링 및 파라미터 추정*, 충남대학교 석사논문, 2007.

[APPENDIX : Linearized Longitudinal and Lateral / Directional Model]

A.1 Longitudinal Model

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{a}_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0201 & 0.0002 & 0 & -9.8000 & -10.1278 \\ 0.0015 & -1.6099 & -0.0016 & -0.0013 & 0 \\ 0.0197 & -0.0269 & -0.0206 & 0 & 109.2622 \\ 0 & 0 & 0.9978 & 0 & 0 \\ 0.0014 & 0 & -1.0000 & 0 & -5.9157 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \\ a_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.0176 & 0 \\ -134.7119 & 0 \\ -0.1053 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 11.8315 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{col} \\ \delta_{lon} \end{bmatrix} \quad (A1)$$

여기서 상태변수는 각각 기체좌표계의 x축속도, z축속도, 피치각속도, 피치자세각, 종축사이클릭 플레잉각이며, 조종입력은 컬렉티브입력 및 종축사이클릭조종입력이다.

A.2 Lateral/Directional Model

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \\ \dot{b}_1 \\ \dot{r}_{fb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.1316 & -0.0103 & 0.0723 & 9.7782 & 0 & 10.1278 & -13.4558 \\ -0.4632 & -0.0691 & 0.4840 & 0 & 0 & 282.2532 & -90.0612 \\ 1.5840 & 0.2362 & -1.6552 & 0 & 0 & 0 & 307.9776 \\ 0 & 1.0000 & 0.0001 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.9978 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0024 & -1.0000 & 0 & 0 & 0 & -5.9157 & 0 \\ 0 & 0 & -0.3000 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \\ b_1 \\ r_{fb} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -13.4558 \\ 0 & -90.0612 \\ 0 & 307.9776 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 11.8315 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{lat} \\ \delta_{tr} \end{bmatrix} \quad (A2)$$

여기서 상태변수는 각각 기체좌표계의 y축속도, 롤각속도, 요각속도, 롤자세각, 요자세각, 횡축사이클릭플레잉각 및 자이로피드백이며, 조종입력은 횡축사이클릭조종입력과 테일러조종입력이다.