

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(9), 796-805(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.9.796>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

ADS-33 평가기준에 따른 소방헬기 비행시뮬레이터의 비행조종성 예비평가

윤석준*, 김동현**, 성은혜**, 박태준**, 황호연***, 안 존***, 이정훈****

Preliminary Evaluation of Handling Qualities of a SAR(Search & Rescue) Helicopter Simulator Based on ADS-33 Requirements

Sugjoon Yoon*, Donghyun Kim**, Eunhye Seong**, Taejun Park**,
Hoyon Hwang***, Jon Ahn*** and Junghoon Lee****M&S research center, Sejong University* · ** Sejong University***
Korea Aerospace Research Institute****

ABSTRACT

As a part of the first stage in the helicopter flight simulator development, this study numerically evaluates handling qualities of the dynamics model. The flight dynamics model was generated using public information for AS365 N2, the target aircraft of the simulator. The flight simulator is under development as a pilot training and research tool for firefighting missions. The assessment of the model intends to validate general characteristics and suitability before the model is enhanced with flight test data. The evaluation is based on the ADS-33E-PRF(Aeroautical Design Standard Performance Specification Handling Qualities Requirement) criteria, with consideration of category of the aircraft, missions, and environment. The numerical operations follow required or recommended procedures of flight test for compliance demonstration. Evaluation results are evaluated according to the rating specified in maneuverability ADS-33E-PRF. Results have identified to provide a satisfactory platform for flight dynamic model in the general helicopter simulator generated based on the RotorLibFDM, and can be used as a base for basic training and research.

초 록

본 연구는 헬리콥터 비행 시뮬레이터 개발의 첫 번째 단계의 일환으로 비행 운동 모델의 비행조종성을 해석적으로 평가한다. 비행 운동 모델은 시뮬레이터의 목표 항공기인 AS365 N2의 공개 정보를 사용하여 생성하였다. 해당 비행 시뮬레이터는 소방 임무에 대한 조종사 교육 및 연구 도구로 개발 중이다. 모델의 평가는 비행 시험 데이터를 통한 검증이 이루어지기 전에 모델의 비행 특성과 다음 개발 단계로의 적합성을 평가하기 위하여 수행된다. 평가는 항공기분류, 임무 및 환경을 고려하여 ADS-33E-PRF(Aeroautical Design Standard Performance Specification Handling Qualities Requirement)의 기준에 의거하여 수행한다. 항공기의 해석적 비행은 규정에 대한 적합성 평가를 위해 요구되는 혹은 권장되는 비행시험절차를 따른다. 평가 결과는 ADS-33E-PRF에 명시된 조종성 등급

† Received : April 26, 2016 Revised : August 16, 2016 Accepted : August 18, 2016

* Corresponding author, E-mail : sjyoon@sejong.ac.kr

에 따라 평가되는데 RotorLibFDM을 기반으로 생성된 비행 운동 모델이 헬기 비행에 대한 기본 교육과 연구로 사용될 수 있는 일반적인 헬리콥터 시뮬레이터에 대한 만족스러운 플랫폼을 제공함이 확인되었다.

Key Words : Helicopter(헬리콥터), Simulation(시뮬레이션), Handling Quality(비행조종성), ADS-33

1. 서 론

비행 시뮬레이터는 조종사의 훈련에 효과적인 것으로 입증되어 왔으며, 항공기의 설계, 개발 및 시험을 경제적으로 수행할 수 있는 여건을 제공할 뿐만 아니라, 자원과 전문지식 활용에 있어 학계 및 산업 간의 협력을 촉진하는 역할을 한다 [3]. 헬리콥터의 비행 시뮬레이터 시스템은 조종석 하드웨어 및 모델 소프트웨어를 포함하는 항공기 모델과 시각 시스템으로 구성되어 있으며, 시뮬레이션의 포괄성 및 충실도의 수준에 따라 가동형 플랫폼 및 입체 영상 큐잉 등이 추가되기도 한다. 세종대학교는 2015년 6월로 국민안전처의 연구개발 프로젝트의 일환으로 인명구조용 소방헬기 시뮬레이터를 개발하고 있으며 궁극적인 목표는 Fig. 1에서 보이는 큰 박스에 포함되는 요소로 구성되는데, Fig. 2의 (a)는 1단계로 개발하는 국토부 비행훈련장치 또는 미 연방항공청

(FAA)의 Level 5 FTD(Flight Training Device)의 개념도이고, (b)는 최종 시제품인 Level 7 FTD의 형상 개념이다. 시뮬레이션 대상 헬기로는 소방항공대에서 가장 많이 운용 중인 Airbus Helicopter사의 AS365 N2로 선정하였다.

비행 모델 소프트웨어에는 실제 항공기를 대신 하는 비행운동모델이 포함된다. 일반적으로 GENHEL[1] 또는 FLIGHTLAB[6]와 같은 물리 기반의 블레이드 요소 모델은 헬리콥터 동역학을 비선형으로 정확하게 묘사하는 것으로 알려져 있다. RTDynamics사의 RotorLibFDM 역시 유용한 동역학 모델링 환경 중의 하나이다. RotorLibFDM은 헬리콥터 비행 역학, 엔진, 오토파일럿 및 기타 시스템에 대한 다양하고 정확성 높은 모델을 완비한 헬기 시뮬레이션 라이브러리로서[7] 시뮬레이션에 특화되어, 비행 훈련 장치 및 시뮬레이터에 사용되는 고 충실도의 실시간 헬리콥터 비행 역학 모델을 제공한다. 본 연구에서는 소방헬기 시뮬레이터를 위해 RotorLibFDM 모델을 활용하였다.

비행 시뮬레이션과 관련된 많은 연구에서 평가기준으로 ADS-33이 사용되는데 일례로 동역학 모델을 BO-105의 비행 시험 데이터에 대해 검증한 Kaletka의 연구[2]와 개발된 시뮬레이터를 ADS-33의 평가기준에 대해 평가한 Gerboni의 연구[10] 등을 들 수 있다. 이와는 반대로, Pausder의 연구와 같이 시뮬레이터를 인증평가기준의 평가에 사용한 경우도 있다[5]. 이와 같은 평가에 관한 연구의 대부분은 평가기준과 평가 절차에 대해서는 거의 언급이 없고, 결과만을 제시하고 있을 뿐이다. 본 연구는 소폭 및 중폭의 진폭을 갖는 uncoupled response에 대해 ADS-33에 명시된 평가기준 및 권장 시험 절차[15]에 따라 모델의 해석적인 비행을 통해 평가한다. 본 논문은 서론, 본론, 평가기준, 결론으로 구성되어있으며, 평가 절차를 가능한 자세히 기술하도록 한다.

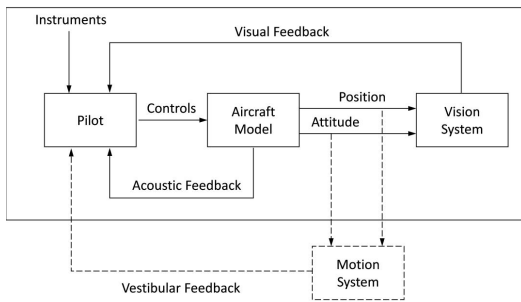


Fig. 1. Major elements of a flight simulator [4]

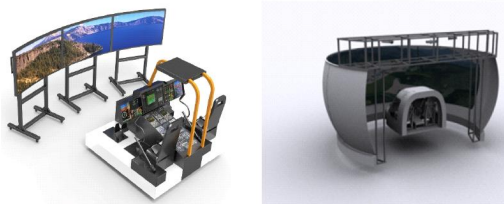


Fig. 2. (a),(b) Illustration of the FAH level 5 and 7 FTD

II. 본 론

2.1 항공기모델 (AS365 N2)

시뮬레이터의 목표 항공기인 AS365 N2의 공

개 정보[18]를 사용하여 생성된 항공기 모델은 다음과 같다.

2.1.1 로터

메인로터의 반경은 19.6ft이며, 14개 요소와 1°의 방위각 차분으로 구성된 블레이드 요소 모델을 이용하여 표현된다. 공력 데이터는 일반적인 날개단면의 특성을 따르며 별도의 표로 입력된다. 한편, 테일로터는 운동량 이론 모델을 사용하여 표현된다.

2.1.2 동체

강체 모델이 사용되고, 공력 데이터는 테이블 형태로 제공된다.

2.1.3 미익

대상 항공기의 구성을 반영하여, 비행역학모델의 미익은 임의의 날개 단면의 공력 데이터를 사용한 두 개의 수평안정판, 좌우 깃끝안정판 및 수직안정판으로 구성되어 있다.

2.1.4 엔진 및 구동 시스템

두 개의 터보 샤프트 엔진이 모델링 되어 있으며, 이는 엔진 축과 부하 축의 연결 모델, 기어 박스 모델, 클러치 및 차동 모델을 포함하는 구동 계통 모델을 통해 로터로 연결된다.

2.1.5 시뮬레이션의 평가 환경 구성

시뮬레이션은 안정성 보강 시스템이 켜진 상태로, 총중량 8,267lb로 수행한다. 안정성 보강 시스템에는 피치, 롤 및 요 댐퍼/피치, 롤 및 헤딩 유지/ 선회 보조 등을 포함되어 있다. 모든 시뮬레이션 비행은 국제 표준 대기(ISA)의 해수면 표준(SLS)의 대기 조건에서 수행된다.

III. 평가기준

ADS-33은 1980년대 초 미군에서 새로운 비행 조종성 평가기준을 수립함에 따라, 기존의 MIL-H-8501A를 대체할 기준으로 작성되었다[12]. ADS-33의 최신버전은 2000년에 발행되어 미육군의 성능 규격으로 채택된 ADS-33E-PRF이다[12]. ADS-33E-PRF는 외란 제거 및 액츄에이터 포화 기준 등 몇 가지 미흡한 부분을 제외하고는, 회전익기의 비행조종성에 대한 정량적 평가기준을 포괄적으로 정의하고 있다[9]. 또한 Gerboni의 연구에 보인 바와 같이, ADS-33E-PRF는 헬리콥터 시뮬레이터에 대한 동역학 모델의 조종성을 확인하기 위한 좋은 출발점이 되며[10], 많은 경우 Cicolani의 연구와 같이 시뮬레이션

결과를 평가하거나 변수식별을 수행하는 데 있어서 대역폭 평가기준이 주요 관심사가 된다[11].

ADS-33의 평가기준에는 주파수 영역의 평가기준 및 임무, 가시환경, 비행체 응답의 상호 연관성이 포함되어 있으며, 이는 만족스러운 비행조종성을 입증하는데 필요한 임무요소 (Mission Task Element, MTE)를 특정한 최초의 문서이다[12]. 임무요소들은 회전익기의 카테고리에 따라 정해져 있고, 요구되는 비행체의 응답 형식은 가시환경 (Usible Cue Environment, UCE)에 따라 특징지어져 있다[9].

본 연구의 주목적이 시뮬레이션 모델의 특성 평가라는 사실을 감안하여, 가시환경은 양호한 상태, 즉 UCE=1로 가정한다. 소방항공대 시뮬레이터의 대상 항공기의 주요 임무는 공중 소방 및 그와 연관된 제반 업무이다. 따라서 시뮬레이터의 회전익기 카테고리는 다용도기나 화물기에 해당한다. 본 연구의 범위를 벗어나긴 하지만, 외부 하중 또한 대상 항공기에 있어서 중요한 사항이다. 다용도기와 화물기에 지정된 임무요소는 제자리비행, 착륙, 경사면착륙, 제자리 회전, 피루엣, 수직비행, 이륙/중단, 측면방향이동, 활강비행이다. 결정된 임무요소에 따라, 관련 평가기준이 선택되고, 그에 따라 소방 항공대 시뮬레이션 역학 모델의 비행조종성 레벨을 평가한다.

3.1 응답 형식 (ADS-33 3.2절)

ADS-33에는 주어진 임무요소와 가시환경에 대해 응답 형식의 최소 평가기준이 지정되어 있다[8]. 가시환경이 1인 비행환경에서는, 제자리비행과 전진 비행모두에 대해 변화율입력(Rate Command, RC)이면 응답 형식 평가기준을 만족시키기 위해 충분한 조건이 된다. 본 연구에서는 ADS-33에 따른 평가과정으로서 ADS-33 3.2절에 의거하여 소방 항공대 시뮬레이션 모델의 응답 형식을 조사하였다.

Figure 3은 피치와 롤 사이클릭의 스텝입력에 대한 본 시뮬레이터의 자세 시간이력을 보여준다. 피치축에서의 응답은 ADS-33에 명시된 자세 명령 응답 타입 (Attitude Command Response Type) 또는 병진 속도 명령 응답 형식 (Translational Rate Command Response Type)에 대한 특성을 만족시키지 못한다. 따라서 피치축에 대해서는 속도 응답 타입으로 분류된다. 반면, 롤 자세의 변화는 4초 내에 완료되며, 변화된 자세는 대략 일정하게 유지된다. 또한, 횡방향 대지 속도는 선형으로 증가하는데, 이는 병진 가속도가 일정함을 나타낸다. 따라서 롤 축에 대한

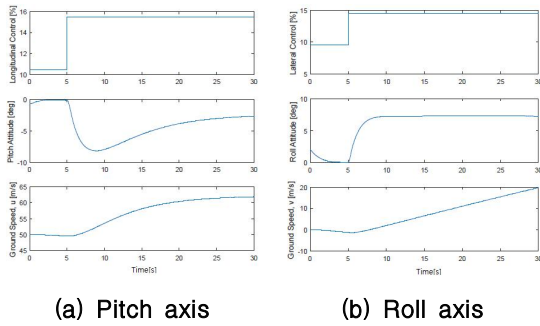


Fig. 3. Response-type tests: step inputs in pitch and roll axes

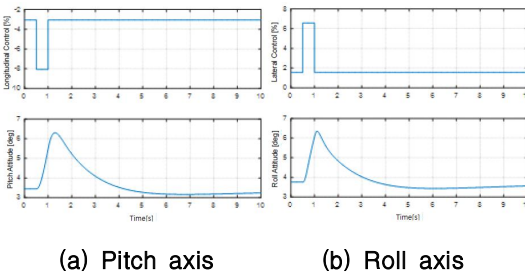


Fig. 4. Response type tests: attitude responses to pulse inputs in pitch and roll axes

응답 형식은 자세 명령 응답 타입으로 분류된다. Figure 4는 피치와 롤 방향의 펄스 입력에 따른 응답을 나타낸다. 피치와 롤 자세 모두 2초 내에 1° 변위로 되돌아옴에 따라, 본 시뮬레이터는 자세유지(AH) 요구사항을 만족시킨다.

3.2 소폭 자세 변화 평가

3.2.1 제어 입력에 대한 단기 응답(ADS-33 3.3.2.1, 3.3.5.1, 3.4.1.1, 3.4.6.1, 3.4.8.1 절)

조종사는 단기응답 특성에 민감하기 때문에 이는 특히 중요하다[13]. ADS-33에는 주파수 응답으로부터 얻어지는 대역폭 (w_{BW}) 및 위상 지연 (τ_p)에 대하여 단기 응답 요구조건이 명시되어있다. 최저 입력 주파수는 주파수 응답 시험 중 수반되는 상대적으로 심한 운동과 다른 방향으로의 커플링에 의해 제한된다. 반면, 최고 입력 주파수는 일반적인 조종간을 작동하는 조종사의 능력에 좌우된다. Tischler는 조종사의 입력에 대한 각도 응답을 파악하기 위한 주파수 범위를 다음과 같이 제시하였다[16].

$$0.5w_{BW} \leq w \leq 2.5w_{180}$$

그러나 시험 전에는 주파수 응답이 미리 파악

되지 않기 때문에, 주파수 범위는 여유 있게 추측해야 하고, 데이터의 신뢰성을 향상시키기 위해 예비 시험이 필요할 수도 있다. Tischler는 Bell 214 헬기의 비행시험을 위한 주파수 범위를 다음과 같이 선택하였다.

$$0.4rad/sec \leq w_{input} \leq 12.0rad/sec$$

일반적으로 조종사가 약 4Hz 까지 발생시킬 수 있다는 사실을 반영하여, 본 연구는 다음의 주파수 범위로 해석한다.

$$0.2rad/sec \leq w_{input} \leq 20.0rad/sec$$

Figure 5 및 6은 각각 제자리비행 및 100kt 속도의 전진비행 시 피치, 롤, 요축에 대한 입력 주파수 변화의 시간이력이다. 헬기를 특정 조건에서 트림하고, 정현파 함수를 이용하여 조종 입력을 주파수를 바꾸어가며 부과한다.

실제 비행시험 시 높은 주파수에서는 응답 진폭이 낮아지는 경향이 있기 때문에 더 큰 진폭의 제어입력을 부과하는 경향이 있으나, 일정한 진폭의 입력을 가하는 것이 바람직하며, 본 연구 또한 일정한 진폭의 입력을 사용한다. 입력 진폭은 트림된 제어위치의 ±5%로 유지된다.

Figure 7과 8은 주파수 도메인에서의 항공기의 응답을 CIFER를 통해 분석한 Bode 선도를 보여주고 있다. 대역폭 이상의 주파수 범위에서는

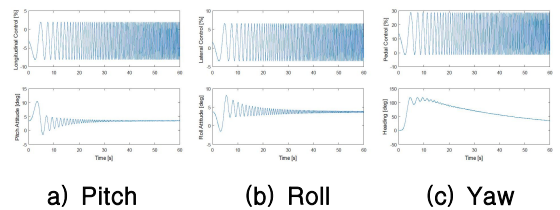


Fig. 5. Time histories of frequency sweep inputs and attitude responses (Hovering, SLS)

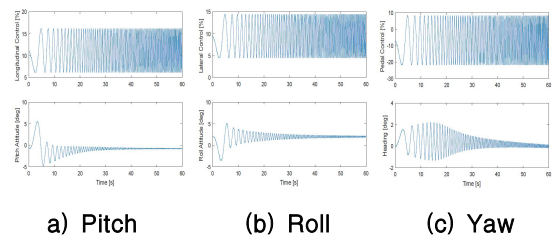


Fig. 6. Time histories of frequency sweep inputs and attitude responses (100kts, SLS)

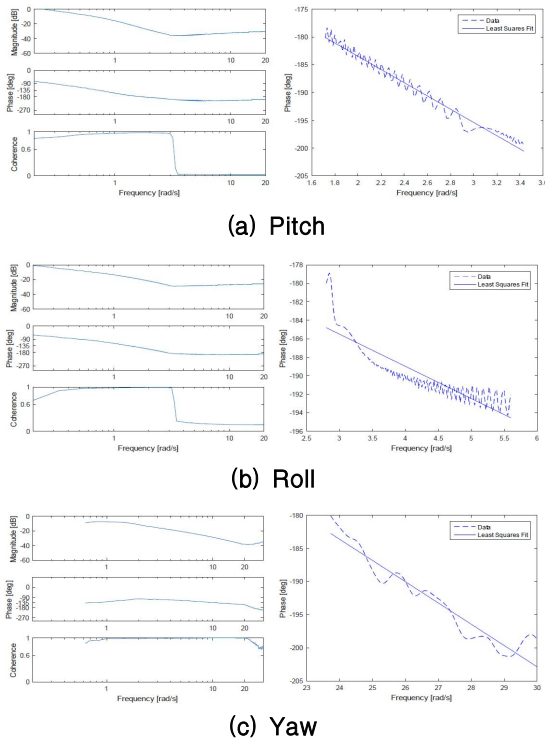


Fig. 7. Frequency domain responses and least squares fit (Hover, SLS)

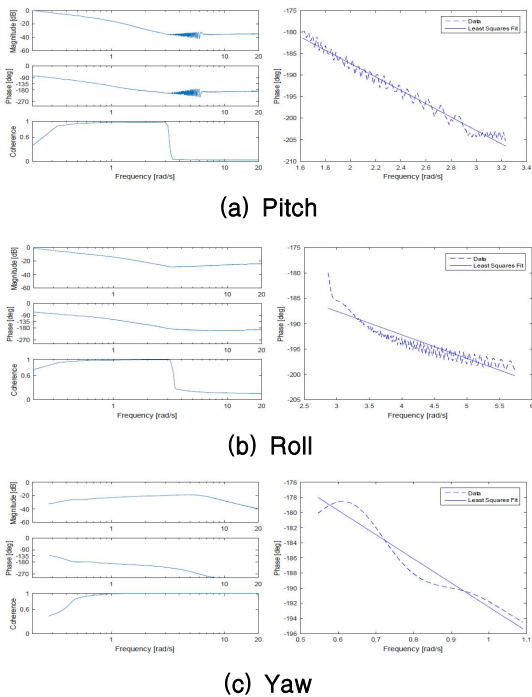


Fig. 8. Frequency domain responses and least squares fit (100kts, SLS)

상관계수가 낮아지고 동역학적 효과가 발생하기 때문에 위상곡선의 기울기가 급격해져서 $w = w_{180}$ 및 $w = 2w_{180}$ 지정하기 어려운 경우가 자주 있다. 이러한 경우, Tischler[16]의 제안과 같이 위상 데이터를 선형 주파수 눈금에서 도시하고 최소 제곱법으로 근사화하여 해당 주파수를 계산한다. 이 근사법은 ADS-33에도 명시되어, 해당 경우에 따르도록 되어 있기도 하다[8]. 이 방법을 사용하여 $w = w_{180}$ 과 $w = 2w_{180}$ 주파수 범위 내에서 최소 제곱으로 근사된 선분역시 해당 그림에 함께 보여져있다.

제자리 비행과 전진비행에 대해 결정된 대역폭과 위상 지연이 Table 1과 2에 각각 보여져있다. 또한, 해당 비행조종성 레벨은 제자리 비행과 전진비행에 대해 각각 Fig. 9와 10에 표시되어 있다. 그림에 표시된 결과로부터, 본 시뮬레이터 역학 모델이 제자리비행 및 전진비행 상태 모두에서 피치축과 롤축에 대한 단기 저진폭 응답에 대해 레벨 2에 해당함을 알 수 있다.

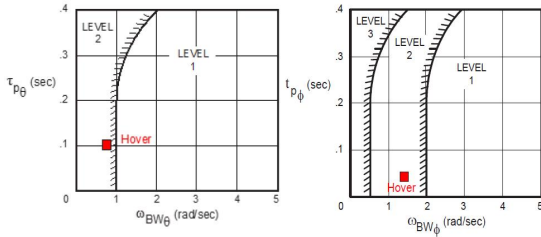
주파수 도메인 분석에서 입력과 출력간의 동역학적 선형성은 상관계수로 표현 될 수 있다[14]. 수치적 시뮬레이션은 신호의 노이즈를 고려하지 않기 때문에 이 경우의 상관계수는 입력 스펙트럼과 선형관계가 있는 출력 스펙트럼만을 순수하게 반영한다. 해당 시스템이 완벽한 선형관계에 있으면 상관계수는 1이 된다. 대역폭 평가기준에 대한 만족성을 보임에 있어서, 해당 데이터가 유효함을 입증하려면 상관계수가 최소한 0.6 이상

Table 1. Bandwidth and phase delay (Hover, SLS)

	Pitch	Roll	Yaw
$\omega_{BW_{phase}}$	0.733	1.383	측정불가
$\omega_{BW_{gain}}$	1.267	1.900	측정불가
τ_p	0.105	0.045	측정불가

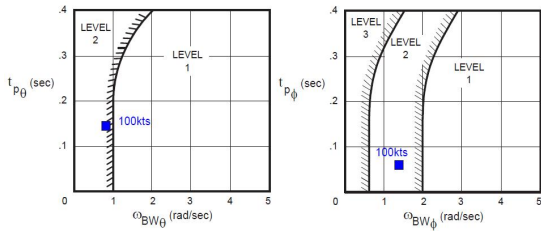
Table 2. Bandwidth and phase delay (100kts, SLS)

	Pitch	Roll	Yaw
$\omega_{BW_{phase}}$	0.800	1.333	0.301
$\omega_{BW_{gain}}$	1.183	1.850	6.327
τ_p	0.143	0.062	0.246



(a) Pitch (b) Roll

Fig. 9. Requirements for small-amplitude attitude changes (Hover)



(a) Pitch (b) Roll

Fig. 10. Requirements for small-amplitude attitude changes (100kts)

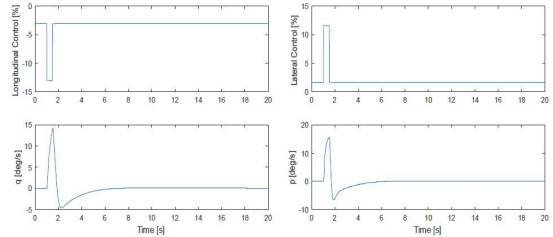
이 되어야 한다[15]. 피치 및 롤축에 대해 본 시뮬레이터의 대역폭은 타당한 상관계수 범위 안에 있다.

제자리비행 시, 요축 응답에 대하여 w_{180} 에서의 상관계수 값이 유효범위를 벗어나기 때문에 대역폭을 특정할 수 없다. 유효 상관계수 범위 내에서는 위상 응답은 180° 이상으로 유지되고, w_{135} 는 약 10.01rad/sec 에서 나타난다. ADS-33에서는 3장에 나열된 본 모델의 임무요소들에 관하여 100kts에서 요축 단기 응답 비행조종성 레벨을 지정하고 있지 않으므로, 해당 조건에 대한 해석은 하지 않는다.

3.2.2 제어 입력에 대한 중기 응답(ADS-33 3.3.2.3, 3.3.5.2, 3.4.1.2, 절)

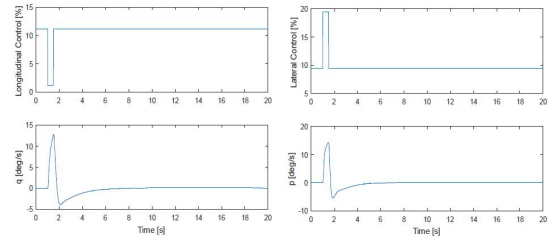
중기 응답은 단기 응답 조건에서 결정된 대역폭 이하의 주파수대에서의 비행체의 거동을 설명한다. 모델에 진동을 유발하는 입력을 부과하고 해당 축의 응답을 관찰한다. 진동을 유발하는 모든 입력 유형이 허용되는데, 일반적으로 펄스 및 더블펄스 입력이 권장된다.

Figure 11 및 12는 제자리비행과 전진 비행 조건에서 피치와 롤 축의 펄스입력에 대한 각속도 응답의 시간이력을 보여준다. 모델을 특정 비행 상태에서 트림하고, 10% 변위의 펄스입력을



(a) Pitch (b) Roll

Fig. 11. Time history of rate responses to pulse inputs (Hover, SLS)



(a) Pitch (b) Roll

Fig. 12. Time history of rate responses to pulse inputs (100kts, SLS)

Table 3. Mid-term oscillation parameters (at SLS)

	Hover		100kts	
	Pitch	Roll	Pitch	Roll
ω_n	0.6358	0.6843	0.6113	0.8381
ζ	0.8747	0.7902	0.9698	0.6113

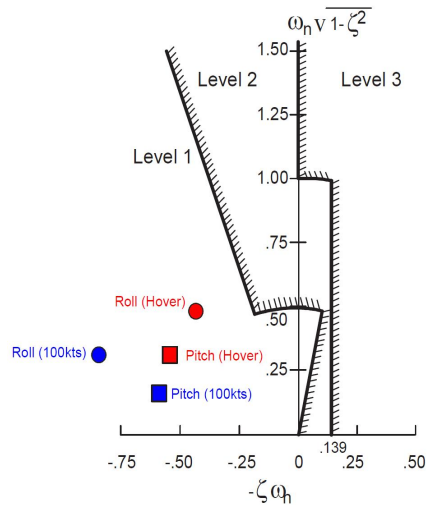


Fig. 13. Level of handling qualities on mid-term oscillation (SLS)

부과하였다. 응답의 감쇠비와 고유진동수는 수치적 근사법을 사용하여 계산하였다 [17]. 이 경우, 계산은 입력의 영향이 없는 자유응답만을 반영해야 하므로 입력이 완료된 후의 데이터 부분만을 사용한다. 계산결과는 Table 3에 요약되었고, 각 조건에 대한 비행조종성 레벨은 Fig. 13에 표시되었다. 그림으로부터 본 시뮬레이션 모델이 제자리비행과 100kts에서 피치와 롤축의 저진폭 응답에 대해 레벨 1에 해당함을 알 수 있다.

3.3 중폭 자세 변경 (ADS-33 3.3.3, 3.3.6, 3.4.6.2 절)

이 평가기준은 자세 민첩성 즉, 자세변화에 대한 최대 각속도의 비를 측정하며, 가시환경이 1인 경우에만 해당된다. 별도의 운용한계 제한조건에 저촉되지 않는 경우, ADS-33의 평가기준을 만족시키기 위해서는 피치에 대해 5°에서 30°, 롤에 대해 10°에서 60°이내의 자세변화가 요구된다. 본 시뮬레이션 모델은 정상 트림 조건에서는 충분한 자세 변화를 생성 할 수 없기 때문에, 목표 조건에서 약간 벗어난 초기 조건으로부터 비행을 시작하여, 원하는 상태에 도달하면 충분한 자세 응답을 생성하기 위한 입력을 부과한다. 구체적으로 설명하면, 제자리 비행 시 충분한 피치 자세 변화를 달성하기 위한 방안으로, 헬기를 -5kt속도로 비행을 개시하고 종방향 입력을 앞쪽으로 부과하여 속도를 증가시킨다. 0kt의 목표속도가 도달하면, 종방향 제어를 크게 당겨 더 큰 피치 자세 변화를 생성하도록 한다. 유사한

Table 4. Parameters in moderate attitude changes

	Hover		100kts	
	Pitch	Roll	Yaw	Roll
$\Delta\theta_{pk}, \Delta\phi_{pk}, \Delta\psi_{pk}$ (deg)	13.591	36.192	16.971	21.340
$\Delta\theta_{min}, \Delta\phi_{min}, \Delta\psi_{min}$ (deg)	5.414	18.727	16.971	13.834
q_{pk}, p_{pk}, r_{pk} (deg/sec)	21.398	64.640	23.340	34.202

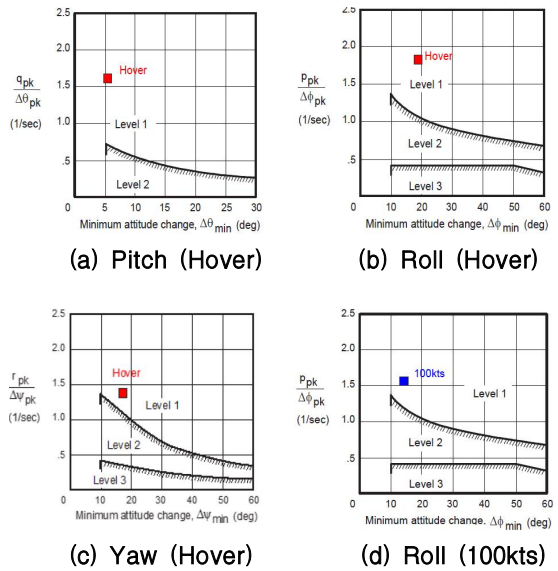


Fig. 15. Requirements for moderate amplitude attitude changes (SLS)

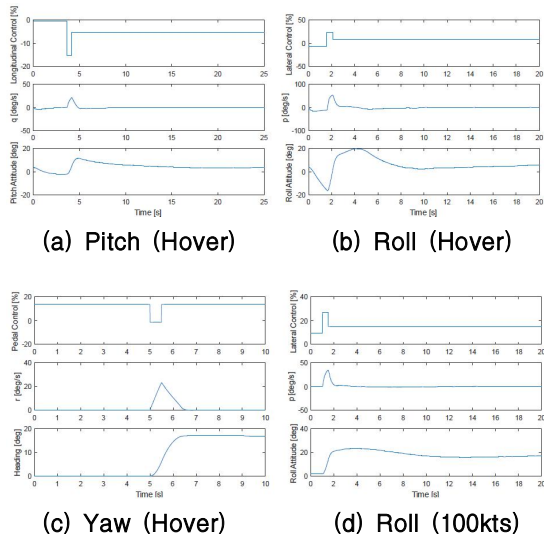


Fig. 14. Time history of moderate attitude changes (SLS)

방식을 롤 자세변화에도 적용하여, 5kts의 속도로 측방 비행을 시작한다. Fig. 14는 펄스 입력에 의한 자세 변화의 시간이력을 나타내고, 결과는 Table 4에 요약되어 있다. ADS-33의 중폭 자세 변화 평가기준은 Fig. 15에 보여져 있다. 그림으로부터 본 시뮬레이터 모델이 해당 특성에 대해 비행조종성 레벨 1을 만족함을 알 수 있다.

3.4 수직 속도 응답

3.4.1 피치 자세에 대한 비행경로 응답(ADS-33 3.4.3.1절)

이 평가기준은 필요파워 곡선의 앞부분에 해당하는 비행 조건에 적용되며, 0.40rad/초 이하의 모든 주파수에서 피치 자세에 대한 수직 속도 응답의 위상 지연이 45°보다 작음을 보여야 한다. 몇 가지의 단일 주파수 정현파 입력을 부과하는 시험을 통해 평가기준에 대한 만족여부를 보이는

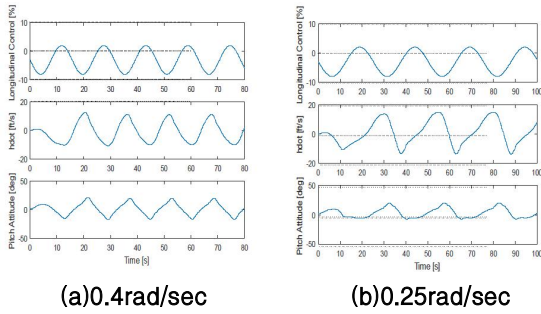


Fig. 16. Time histories of longitudinalexcitation

것이 권장된다 [15].

본 시뮬레이션 모델을 20kts에서 트림하고, 종 방향 입력에 대해 두 개의 입력 주파수로 가진한다. Fig. 16은 0.4rad/sec 및 0.25rad/sec의 정현 파 입력에 대한 응답의 시간이력을 보여준다. 결과를 통해 수직 속도 응답이 0.4rad/sec 및 0.25rad/sec의 가진 주파수에서 각각 22.7°와 9.8°로 피치 자세 응답을 앞서고 있음을 알 수 있다. 따라서 본 시뮬레이션 모델은 레벨 1의 요건에 부합한다는 결론을 내릴 수 있다.

3.4.2 콜렉티브 입력에 대한 고도 응답 (ADS-33 3.4.3.2절)

제자리비행 및 전진 비행에 대해 유사한 고도 응답 특성 평가기준이 적용되며, 전진비행 시는 필요요위 곡선의 뒷부분에 해당하는 비행조건에 한하여 적용된다.

스텝 콜렉티브 입력에 대한 수직 속도의 응답 특성이 최소한 5초간 정성적으로 1차 응답을 보일 것이 요구되고 있으며, 이 경우 피치 자세의 변화가 고도에 미치는 영향을 최소화하기 위하여 어느 정도 일정한 피치 자세를 유지할 것이 요구된다. 본 시뮬레이션 모델의 수직 속도 응답의 시간이력이 Fig. 17에 도시되어있다. 모델이 특정 비행 상태로 트림된 후, 5% 스텝 콜렉티브 입력이 2초에 적용되었다. 시뮬레이션이 진행되는 동안 피치 자세의 변화가 2°내에서 유지되는 것을 그림으로부터 알 수 있다.

콜렉티브 입력에 대한 수직속도 응답의 등가 1차 전달함수는, 참고문헌 [8]에 정의된 시간 도메인 근사법을 사용하여 입력 적용 후 6초간의 수직속도의 시간이력에 대해 계산되었다. Fig. 18은 응답에 대한 수치 근사해의 결과를 나타낸 것이고, Table 5는 추정된 변수를 요약한 것이다. 결과를 통해 본 시뮬레이션 모델이 콜렉티브 입력에 대한 고도 응답에서 1단계의 요구사항을 충족함을 알 수 있다.

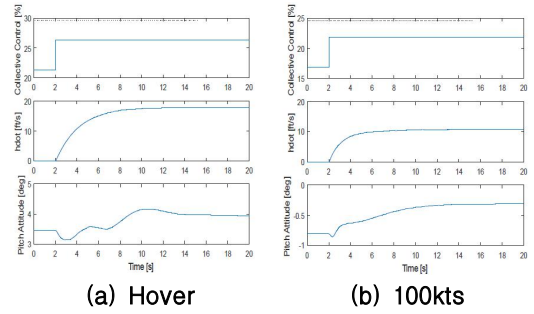


Fig. 17. Vertical rate response to step collective input

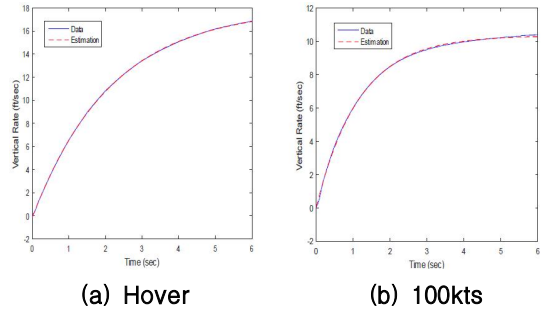


Fig. 18. Curve fit to first-order transfer function

Table 5. Estimated first-order transfer function parameters

	Hover	100kts	레벨 1 평가기준
K	17.938	10.342	
$\tau_{h_{eq}}$ (sec)	0.016	-0.0046	≤ 0.2
$T_{h_{eq}}$ (sec)	2.163	1.1642	≤ 5.0
r^2	1.000	0.9995	0.97 - 1.03
e^2	0.97	3.63	

IV. 결 론

본 연구에서는 ADS-33E-PRF의 기준에 따라 한국 소방 항공대 비행시뮬레이션 모델의 비행조종성 특성을 평가하였다. 가시환경이 1인 경우를 전제하고, 대상 항공기의 소방 임무를 반영하여, 해당 임무요소가 결정되었다. 임무요소에 대하여 해당 요구사항을 시뮬레이션모델 평가에 적용하였다.

모델의 해석적 시뮬레이션을 통해 소폭 및 중폭의 uncoupled response에 대한 평가를 실시하

였으며, 시뮬레이션은 요구사항 만족성 여부의 증명을 위해 권장되는 비행 절차를 따라 실시하였다. ADS-33E-PRF에 지정된 평가 파라미터들은 시뮬레이션의 시간이력으로부터 계산되었다.

평가결과, 본 시뮬레이션 모델은 단기 응답에 대해 레벨 2에 해당하며, 본 연구에서 평가된 다른 모든 응답 형식에 대해 레벨 1에 해당함을 알 수 있다. 본 평가 결과가 시뮬레이터의 대상 항공기를 충분히 반영하고 있다고 할 수는 없으므로, 이 결과는 현재 모델이 시뮬레이터 개발 과정의 다음 단계를 진행하기에 적합한 수준임을 나타내는 정도의 의미가 있다. 그러나 평가된 항목에서 Level1 및 Level2 정도의 비행조종성을 보임에 따라, 본 모델은 기본적인 조종사 교육과 연구의 목적으로 사용될 수 있는 일반적인 헬기 시뮬레이터를 위한 충분한 바탕이 될 수 있다. 본 모델은 추후 실시될 비행 시험 데이터를 통해 보장되어 실제 항공기를 최대한 반영하게 될 예정이다.

후 기

본 연구는 국민안전처 소방안전 및 119구조·구급기술연구개발 사업("MPSS-소방안전-2015-73")의 연구비 지원으로 수행되었습니다.

References

- 1) Thaddeus T. Kaplita, Joseph T. Driscoll, Myron A. Difler, and Steven W. Hong, "Helicopter Simulation Development by Correlation with Frequency Sweep Flight Test Data", 45th Annual Forum, Boston, MA, May 22-24, 1989, pp. 681-692.
- 2) Jürgen Kaletka and Wolfgang von Grünhagen, "Identification of Mathematical Derivative Models for the Design of a Model Following Control System", 45th Annual Forum, Boston, MA, May 22-24, 1989, pp. 656-668.
- 3) Mark D. White and Gareth D. Padfield, "The Use of Flight Simulation for Research and Teaching in Academia", AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Keystone, Colorado, 21 - 24 August 2006.
- 4) Peter H. Zipfel, "Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics", AIAA Education Series, 2000.
- 5) Heinz-Jürgen Pausder and Chris L. Blanken, "Investigation of the Effects of Bandwidth and Time Delay on Helicopter Roll-Axis Handling Qualities", 18th European Rotorcraft Forum, Avignon, France, September 1992.
- 6) Advanced Rotorcraft Technology, Inc., "FLIGHTLAB Theory Manual", April 2001.
- 7) RTDynamics, "RotorLibFDM: A Helicopter Dynamics Simulation Library", http://www.rtdynamics.de/Public/Showcase/Whitepaper_RotorLib_FDM.pdf.
- 8) "Aeronautical Design Standard Performance Specification Handling Qualities Requirements for Military Rotorcraft", ADS-33E-PRF, 21 March 2000.
- 9) Mark B. Tischler, Christina M. Ivler, M. Hossein Mansur, Kenny K. Cheung, Tom Berger, and Marcos Berrios, "Handling-Qualities Optimization and Trade-offs in Rotorcraft Flight Control Design", The RAeS Rotorcraft Handling-Qualities Conference, University of Liverpool, U.K., 4-6 Nov 2008.
- 10) Carlo A. Gerboni, Stefano Geluardi, Mario Olivari, Frank M. Nieuwenhuizen, Heinrich H. Bühlhoff, and Lorenzo Pollini, "Development of a 6 DoF Nonlinear Helicopter Model for the MPI Cybermotion Simulator", 40th European Rotorcraft Forum, Curran, Red Hook, NY, USA, July 2015, pp. 615-626.
- 11) Luigi S. Cicolani, Allen H. McCoy, Ranjana Sahai, Peter H. Tyson, Mark B. Tischler, Aviv Rosen, and George E. Tucker, "Flight Test Identification and Simulation of a UH-60A Helicopter and Slung Load", Journal of American Helicopter Society, Volume 46, Number 2, 1 April 2001, pp. 140-160.
- 12) David G. Mitchell, David J. Moorhouse, David B. Doman, David H. Mason, David L. Key, David L. Raney, David H. Klyde, David K. Schmidt, and David B. Leggett, "The Evolution, Revolution, and Challenges of Handling Qualities", AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Austin, Texas, 11-14 August 2003.

13) Gareth D. Padfield, "Helicopter Flight Dynamics: The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modeling", AIAA Education Series, 1996.

14) Jeffery N. Williams, Johnnie A. Ham, and Mark B. Tischler, "FLIGHT TEST MANUAL - Rotorcraft Frequency Domain Flight Testing", AQT D Project No. 93-14, 1995.

15) Chris L. Blanken, Roger H. Hoh, David G. Mitchell, and David L. Key, "Test Guide for ADS-33E-PRF", Special Report AMR-AF-08-07, July 2008.

16) Mark. B. Tischler, Jay W. Fletcher, Vernon L. Diekrmann, Robert A. Williams, and Randall W. Cason, "Demonstration of frequency-sweep testing technique using a Bell 214-ST helicopter", NASA Technical Memorandum 89422, MAY 1987.

17) Donald T. Ward, "Introduction to Flight Test Engineering", Elsevier Science Publishers B.V., 1993.

18) Paul Jackson, Kenneth Munson, "Jane's All the World's Aircraft 2008-2009", Jane's Information Group Limited, 2008.