技術論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(2), 173-180(2014)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.2.173

한국형 기동헬기 계기비행 인증절차 및 비행시험 결과

권혁준*, 박종후, 박재영

Instrument Flight Certification Process and Flight Test Results of Korean Utility Helicopter

Hyuk-Jun Kwon*, Jong-Hoo Park and Jae-Young Park
The 7th R&D Institute, Agency for Defense Development

ABSTRACT

In this paper, the instrument flight certification process and flight test results of Korean Utility Helicopter (KUH) are presented. For the instrument flight certification, the suitability of installed equipments and instruments have been reviewed and verified by ground and flight tests. Next, static and dynamic stability test are conducted in accordance with FAR-29 Appendix B. The static stability is determined by the change of speed and attitude according to control inputs. The dynamic stability is evaluated by how quickly the response of the helicopter due to long and short period control inputs are decreased. The pilot workload evaluation are also carried out by simulated IMC flight tests. This paper presents the workload assessment results when some failures are occurred at cockpit instruments, engine or flight control systems as well as the normal situation. After the simulated IMC flight test is completed, actual instrument flight test are conducted in a real IMC environment according to the air traffic controls.

초 록

본 논문에서는 한국형 기동헬기의 계기비행 인증절차 및 주요 비행시험 결과를 제시하였다. 한국형 기동헬기의 계기비행 인증을 위해 장착된 계기 및 장비의 적합성을 검토하였으며, 지상 및 비행시험을 통해 검증하였다. 아울러 항공기가 충분한 종축, 횡축 및 방향축에 대한 정안정성 및 동안정성을 보유하고 있는지를 확인하기 위해 FAR-29 Appendix B에 따라 시험을 실시하였다. 정안정성은 주로 조종입력에 대한 항공기의 속도 및 자세 변화를 통해 판단하였으며, 동안정성은 장주기 및 단주기 입력 후 항공기 거동이 얼마나 빨리 수렴하는지를 통해 평가하였다. 조종사의 임무부하 평가는 IMC 모사 비행시험을 통해 이뤄졌다. 본 논문에서는 항공기가 정상적인 상황뿐만 아니라 비행조종, 엔진 및 계기 등에 고장이 발생한 상황에 대한 임무부하 평가결과도 함께 제시하였다. IMC 모사 비행시험이 완료된 이후에는 실제 IMC 환경에서 항공관제에 맞춰 실제 계기비행시험을 실시하였다.

Key Words : Korean Utility Helicopter(한국형 기동헬기), Instrument Flight(계기비행), IFR(계기비행 규정), IMC(계기비행 조건), Workload Assessment(임무부하 평가)

† Received: November 13, 2013 Accepted: January 26, 2014 http://journal.ksas.or.kr/
* Corresponding author, E-mail : hjkwon@add.re.kr
pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

Ⅰ. 서 론

한국형 기동헬기 개발사업(Korean Helicopter Program, KHP)은 대한민국 육군이 운용중인 노후화된 기동헬기(UH-1H, 500MD)를 대체하기 위한 중형 기동헬기(Korean Utility Helicopter, KUH, 수리온)를 개발하는 사업으로서, 2006년에 착수하여 2012년 6월에 완료되었다. 항공기 체계 개발은 한국항공우주산업에서 담당하였으며, 국방과학연구소와 한국항공우주연구원은 항전분야 임무장비와 민군겸용 핵심구성품 개발을 각각 담당하였다. 아울러, KUH에 대한 군 감항인증은 국방과학연구소의 별도 조직인 KHP기술관리단이 방위사업청의 위임을 받아 주관기관 및 전문기관의 역할을 수행하였다.

일반적으로 군용 헬리콥터는 산간지역 등에서 낮은 고도에서 주로 운용됨에 따라, 급작스런 호우, 강설, 구름 또는 안개지역 등을 조우할 가능성이 높다. 이처럼 조종사의 외부시야(Visual cue)가 제한되어 계기에 의존해야 하는 기상조건을 IMC(Instrument Meteorological Conditions)라 하며, 반대로 시각 비행이 가능한 조건을 VMC(Visual Meteorological Condition)라 한다. 아울러 계기에 의존해서 비행할 경우 따라야 하는 규칙을 IFR(Instrument Flight Rules)이라 한다. 간혹 시야가 충분히 확보된 기상조건에서도 관제목적 또는 운용상의 이유로 VMC 비행이 허가되지 않아 IFR에 따라 비행해야 하는 경우도 있다.

IFR에 따라 비행을 하기 위해서는 첫 번째로 적절한 계기 및 장비가 구비되어 있어야 한다. 아울러, 항공기가 관련 규정에 부합하는 조종성을 보유하고 있어야 하며, 각종 고장 상황에서도 충분히 안전한 비행을 지속할 수 있음을 입증하여야 한다. 또한 실제 IFR 비행 및 각종 고장 상황에서 조종사의 임무부하(Workload)에 대한 평가도 반드시 수행되어야 한다. 민간 회전익 항공기의 경우 FAR-27[1]/29[2]의 Appendix B에 따라 이러한 능력을 입증하게 된다. 그러나 군용 회전익기의 경우 관련 군사규격이 미비함에 따라 통상적으로 FAR 규정을 항공기 특성에 맞게 적절히 수정하여 적용하게 된다[3]. 한국형 기동헬기의 IFR 인증 또한 FAR-29 Appendix B를 기초로 하였으며, 일부 요구도에 대해서는 군 운용의 특수성과 항공기 특성을 감안하여 수정 적용하였다. 본 논문에서는 한국형 기동헬기에 적용된 IFR 인증 개념과 주요 시험결과를 제시하고자 한다.

Ⅱ. 본 론

2.1 시험 항공기

KUH 헬기는 동체 길이는 약 15m이며, 4개의 주로터 블레이드를 갖고, 최대 이륙중량이 8.7톤인 중형 기동헬기이다. 아울러, FADEC으로 제어되는 GE사의 T700 쌍발 엔진을 장착하여 엔진 고장에 대비한 높은 안전성을 갖고 있으며, 로터 블레이드와 엔진 흡입구 등에는 방/제빙 장치가 장착되어 있어 결빙 상황에서도 항공기를 보호할 수 있다.

KUH의 4축 자동 비행조종 시스템(Automatic Flight Control System, AFCS)은 항공기의 안정성과 조종 용이성을 증대시켜주며, 이중화된 전기-기계식 직렬구동기로 작동한다. 이러한 지동 비행조종 시스템은 피치, 롤 및 요우 축에 대한 항공기 자세 유지 및 기본적인 조종 안정성을 증대시켜주는 기본 안정화 모드와 제자리 비행, 장거리 항법 및 이착륙 시 조종사의 업무 경감을 위한 상위 모드 기능을 지원한다. 아울러 KUH 항공기는 GPS/INS (Global Positioning System / Inertial Navigation System), VOR/ILS (VHF Omni-directional Range / Instrument Landing System) 및 전파고도계와 같은 항법장비들이 장착되어 있으며, FLIR (Forward Looking InfraRed) 및 HMD (Helmet Mount Display) 등을 통해 야간 및 악천후에도 조종사의 시야 확보를 지원한다.

KUH 항공기의 전방 계기패널은 정/부 조종사석에 각각 2개씩의 MFD (Multi-Function Display)를 갖는 Full Glass Cockpit으로 개발되었다. 고도, 속도, 자세, 헤딩 등과 같이 비행에 필요한 기본계기 (Basic Instrument) 정보는 MFD의 PFD (Primary Flight Display) 화면을 통해 시현된다. 아울러, 계기판 중앙에는 연료량 지시계(FQMS), 통합형 엔진계기, 통합형 예비계기 (ISI, Integrated Standby Instrument), 주의 및 경

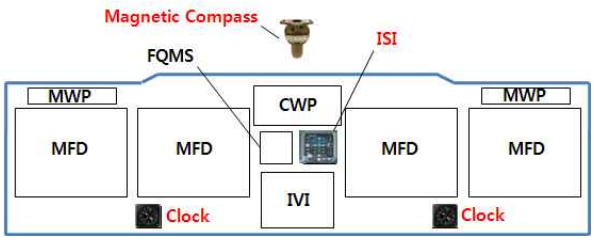

Fig. 1. Schematic Diagram of KUH Glass Cockpit

고패널 (CWP, MWP) 등이 위치해 있다. KUH 항공기의 모든 계기는 NVG (Night Vision Goggle) 호환성을 갖고 있다. Fig. 1은 주요 계기 및 예비계기의 배치 형상을 보여주고 있다.

2.2 IMC/IFR 인증 절차 및 요구도

계기비행에 대한 인증을 위해서는 구비된 계기 및 장비들이 계기비행에 적합한지를 확인하여야 한다. 아울러 항공기 또한 조종사의 시야가 제한된 상황에서도 조종사에게 임무부하(Workload)를 증가시키지 않도록 충분히 안정적인 조종특성을 갖추고 있어야 한다. 따라서 계기비행 인증을 위해서는 장비수준(Equipment level)에서부터 항공기 체계 수준(Aircraft system level)에 이르기까지 각 단계별로 인증이 필요하다. 계기비행 인증을 위해 FAR-29를 기반으로 KUH에 적용된 주요 요구도를 정리하면 Table 1과 같다. 아울러 Table 1의 요구도에 대한 추가적인 설명과 각 단계별 인증 절차를 요약하면 다음과 같다.

Table 1. IFR Certification Requirements

구분	주요 요구도
계기 및 장비	계기비행을 위한 주요 계기/장비 구비
	예비계기 배터리와 시동계통 분리
	전원계통 보호 및 모니터링 기능 보유
	피토관에 대한 방/제빙 기능
	고장 시현 기능
정안정성	저속, 순항, 상승, 하강 시 양(+)의 종축 정안정성 보유
	운용 범위 내 양(+)의 횡축/방향축 정안정성 보유
	±15°까지 패달 입력에 대한 선형적인 Sideslip 증가
동안정성	5초 미만 교란에 대한 1주기 내 50% 감쇠
	10초 미만 교란에 대한 2주기 내 50% 감쇠
	20초 미만 교란에 대한 감쇠
	20초 이상 교란에 대해 20초 이내 두배로 커지지 않음.
	비주기적 응답은 9초 내에 두배로 커지지 않음
안정성 증대장치	안전한 비행 및 착륙을 방해하는 고장 발생 가능성은 극도로 낮아야 함.
	고장 발생 시 과도한 부하 증가 또는 위험한 비행경로 이탈 방지
비행 교범	계기비행 운용한계 및 제한사항 기술
	정상절차 및 비상절차 기술
	최대상승률속도에서의 상승성능 (시계비행 시와 다를 경우)

2.2.1 계기 및 장비

계기비행 인증을 위해서는 우선적으로 계기비행에 적합한 계기 및 장비를 구비하고 있어야 한다. FAR-29에서 일반적으로 요구하는 주요 계기는 다음과 같다.

- 예비 자세계(Standby attitude indicator)
- 마그네틱 자이로 안정화형 방향 지시계 (Magnetic gyro-stabilized direction indicator)
- 뇌우등(Thunder storm light)
- 여분의 정압 측정장치(Alternate static source)
- 항법장비(Navigation systems)
- 통신장비(Communication Systems etc)

아울러, 주 비행계기는 T-형 배열을 이루고 있어야 하며, 예비계기는 주 계기와 지나치게 가까이 있지 않는 것이 좋다. 이는 두 계기가 가까이 있을 경우 조종사가 무의식적으로 주계기와 예비계기를 번갈아가며 살피는 것이 바람직하지 않기 때문이다. 또한 예비계기에 사용되는 베터리는 시동계통과 분리되어 있어야 한다. 이는 고장 상황에서도 예비계기가 30분 이상 동작할 수 있는 최소한의 여유 전원을 확보하기 위한 조치이다. 계기 이외에도 IFR 인증을 위해서는 전원계통은 과전압을 방지하기 위한 장치가 구비되어야 하며, 조종사가 전원 공급의 적절성을 모니터링할 수 있어야 한다. 또한 결빙 상황에서도 필수계기가 정상적으로 작동할 수 있도록 피토관 등에 방/제빙 기능이 있어야 한다[4].

KUH에서는 상기 요구사항을 충족하는지 여부를 판단하기 위해, 1차적으로 장착된 계기 및 장비가 계기비행에 필요한 기능을 보유하고 있고, 적절하게 장착되어 있는지를 확인하였다. 다음으로는 각 장비의 성능 및 계기비행에 대한 적합성을 지상시험 및 비행시험을 통해 평가하였다.

2.2.2 비행성

비행성 관점에서 IMC/IFR 인증을 위해서는 해당 항공기가 VFR 조건에서의 비행성 요구도를 만족했더라도 FAR-29 Appendix B에서 요구하는 추가적인 입증 시험이 필요하다. IFR 비행 시 가장 중요한 종축 정안정성을 예로 들면, VFR 조건에서는 순항 시 $0.8V_{NE}$-10노트에서 $0.8V_{NE}$+10

노트 범위까지 조종간 변위에 대해 속도 기울기가 양의 값을 갖는 것만 보이면 된다. 그러나 IFR 조건에서는 $0.7V_H$에서 V_{NEI} 또는 $1.1V_H$까지 양의 기울기를 가져야 하며, 조종력 변화를 조종사가 명확히 인지할 수 있어야 한다. 또한 조종간을 놓았을 때에도 초기 트림 속도의 10% 이내로 되돌아 와야 한다. 특히 IFR 조건에서는 VFR 조건과 달리 저속 순항과 하강비행에 대한 요구도가 추가된다. FAR-29에서는 정안성성 요구도 이외에도 외부교란이 발생하였을 때 일정 주기 이내에 감쇄되어야 하는 동안정성 요구도 또한 요구하고 있다.

KUH의 경우 FAR-29에서 요구하는 각각의 요구도에 대해 비행시험을 통해 입증하였다. 다만 비행성 요구도의 경우 항공기의 기본 특성에 대한 사항임에 따라 조종사의 시야를 계기에만 제한시키는 후드를 착용하지는 않았다.

2.2.3 안정성 증대장치

KUH의 AFCS와 같이 안정성 증대장치가 장착된 경우, 고장 가능성이 극도로 낮지 않다면, 전 운용범위 내에서 안정성 증대장치의 고장 상황에서도 조종사의 과도한 임무부하를 증가시키거나 비행경로를 이탈하지 않는지에 대한 평가가 수행되어야 한다[4, 5].

KUH에서는 이와 같은 요구도를 입증하기 위해서는 1차적으로 발생 가능한 고장모드를 식별하였으며, 각각의 비행시험 조건에서 인위적인 고장을 발생시킨 후 조종사의 임무부하를 평가하였다. 이를 위해 피치, 롤, 요우 축에 대해 Trim 및 SAS 기능을 인위적으로 정지시킨 후 시험을 수행하였다. 본 시험은 비행성 시험과는 달리 조종사의 임무부하를 평가하는 시험임에 따라, 조종사에게 후드를 착용시킨 후 Simulated IMC 조건에서 실시하였으며, 조종사의 임무부하는 Bedford Workload Scale[6]을 이용하여 평가하였다. 아울러 KUH 항공기는 반드시 2명의 조종사에 의해 운용되는 항공기(dual piloted aircraft)라는 점이 함께 고려되었다.

KUH에서는 앞서 제시한 안전성 증대장치 이외에도 실제 발생 가능한 다양한 고장 조건을 정의하였으며, 해당 조건에서도 안전한 비행이 가능하고 조종사의 과도한 임무부하 증가가 없음을 확인하였다. 여기에 포함되는 고장모드는 단일 엔진 정지, 유압계통, 항법장비, 전기계통, 통신계통 고장 등이다.

2.2.4 비행교범 및 제한사항

IMC 상태에서는 조종사의 시야가 제한되어 있음에 따라 VMC 상태에서 비행하는 것과 비교하여 추가적인 제한이 있을 수 있다. 예를 들어 시계비행 상태에서는 60도 선회비행이 가능하나, 계기비행 상태에서는 통상 30도 이상의 깊은 선회각으로 비행하기는 어렵다. 즉, 시계비행 상태에서는 특별히 위험한 기동조건이 아니더라도, 계기비행 상태에서는 위험한 기동이 될 수 있다. 이러한 이유로 VMC 조건과는 별개로 IMC 조건에 대한 비행제한사항이 별도로 수립되어야 하며, 이러한 비행제한사항은 비행교범에 기술되어야 한다. VMC 조건과 비교하여 추가 제한이 필요한 항목은 최저속도, 상승률, 최대 초과금지속도(V_{NEI}), 최대 접근각 등이 있을 수 있다. 비행교범에 반영된 운용제한 사항들은 Simulated IMC 또는 Actual IMC 조건에서 실제 비행시험을 통해 확인하여야 한다.

2.2.5 IMC/IFR 시연 및 평가

IMC/IFR 인증을 위해서는 반드시 실제 IMC 조건에서 관제에 따라 계기비행을 수행하여 적합성을 확인하여야 한다. 비행시험은 통상적인 IFR 비행과 같이 계기이륙 (Instrument Take Off, ITO), 상승 (Climb out), 항로비행 (Enroute), VOR/ILS 접근 (VOR/ILS Approach), Missed Approach 등을 실시하게 되며, 엔진 정지 조건과 같이 일부 고장모드 조건에 대해서도 평가를 수행하게 된다. IMC 시연에 대한 평가는 앞서 사용된 Bedford Workload Scale을 동일하게 이용하였다.

2.3 비행시험 및 검증 결과

2.3.1 계기 및 장비

IMC/IFR 비행시험에 앞서서 KUH에 장착된 장비 및 계기의 설계 적합성을 확인하였다. 첫 번째로 KUH에 장착된 예비계기는 통합형 예비계기(ISI, Integrated Standby Instrument)로서, 자세, 속도, 고도, 상승률 정보 등을 제공한다. 다만 Fig. 1과 같이 Glass cockpit의 배열특성 및 통합형 예비계기를 사용함 따라 T-형 배열에 대한 요구사항은 적용하지 않았다. 다음으로 마그네틱 자이로 안정화형 방향 지시계와 관련해서는 KUH의 주항법계기인 PFD는 마그네틱 자이로(Magnetic gyro) 기능을 갖고 있는 AHRS(Attitude and Heading Reference System)의 정보를 이용하도록 설계되어 있다. 동정압 측정장치와 관련해서는 KUH은 이중화 설계가 되어 있으며, 방빙 기능을 갖추고 있어 결빙조건에서도 비행필수계기에 속도 및 고도를 제공한다. 이러한 방빙 능력은 결빙풍동시험을 통해 입증하였다. 전원계통과 관련해서는 전원분

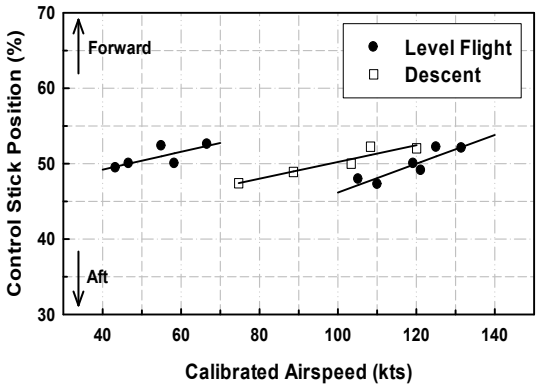

Fig. 2. Flight Test Results for Static Longitudinal Stability

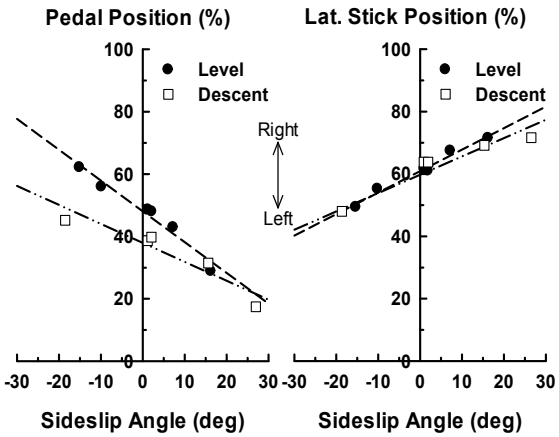

Fig. 3. Flight Test Results for Static Lateral / Directional Stability at VH

배제어장치를 통해 교류 또는 직류 전원에 단락이 발생할 경우 자동으로 차단하도록 되어 있으며, 리그시험에서 인위적으로 단락을 발생시켰을 때 전원공급이 자동으로 중지/분리되는지를 시험하였다. 항법 및 통신장비에 대한 기능 및 성능은 항공전자시뮬레이션과 비행시험을 통해 확인하였다. 각각의 항법 및 통신장비에 대한 비행시험이 완료된 후, 종합적인 임무 적합성을 확인하기 위해 공중강습 임무(Air assault mission)에 대한 항법 시연시험(navigation flight demonstration)을 실시하였다. 본 시험은 사천공항에서 이륙하여 남지 (Nam-Ji) 공역에서 수행되었으며, 시험결과 전반적으로 임무 수행에 적합한 것으로 평가되었다.

2.3.2 비행성 시험

IMC/IFR 비행성 시험은 FAR-29 Appendix B에 따라 실시되었다. 정안정성 확인을 위해, 저고도와 10,000ft 이상의 고고도에서 저속 및 고속 수평비행, 상승, 하강 조건에서 종축 및 방향축에 대한 시험을 실시하였다. Fig. 2는 최대이륙중량 및 최후방 무게중심 형상에서 종축 정안정성 비행시험 결과의 일부이다. 그림과 같이 저속 및 고속 수평비행 상태와 하강비행 중에도 조종간 변위에 대해 양의 기울기를 갖고 있음에 따라 정적 정안정성을 갖고 있음을 알 수 있다. Fig. 3은 Fig. 2와 동일한 형상에서 횡축 및 방향축 정안성성을 시험한 결과이다. 항공기의 Sideslip angle이 횡축 및 방향축 조종입력에 대해 ±20° 이상까지 선형적으로 변화함에 따라 충분한 정안정성을 확보하고 있음을 알 수 있다. 상기의 정안정성 시험은 가장 가혹한 중량 및 CG 조합에 대해 저고도, 중고도 및 고고도에서 저속 및 고속 수평비행, 상승, 하강, Autorotation 조건에 대해 실시되었으며, 모두 충분히 안정적인 결과를 제시하였다.

Figure 4는 최대이륙중량 및 최후방 CG 형상에 대해 VH 속도에서의 종축에 대한 동안정성 비행시험 결과이다. 그림과 같이 순간적인 조종간 입력에 의해 유발된 단주기 진동이 1 사이클 내에 대부분 감쇄되는 것을 볼 수 있다. Fig. 5는 횡축에 대한 동안정성 비행시험 결과이다. 횡축 방향에 대해서도 1 사이클 이내에 진폭이 절반 이하로 줄어듦을 확인할 수 있다. 동안정성에

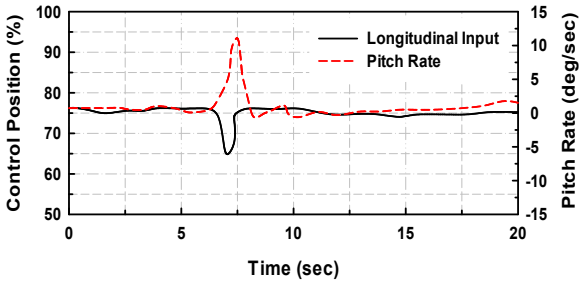

Fig. 4. Flight Test Results for Longitudinal Dynamic Stability at VH

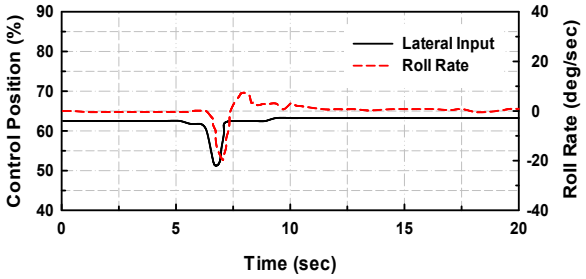

Fig. 5. Flight Test Results for Lateral Dynamic Stability at VH

대한 시험은 정안정성 시험과 마찬가지로 가장 가혹한 중량 형상을 포함하여 다양한 형상에 대해 속도 및 고도를 바꿔가며 실시되었다. 상기와 같은 정안정성 및 동안정성 시험을 통해 FAR-29에서 요구하는 충분한 비행 안정성을 보유하고 있음을 확인하였다.

2.3.3 계기비행 모사시험

IMC/IFR 인증을 위해서는 실제 IMC/IFR 조건에서 조종사의 임무부하(Work load) 평가가 반드시 필요하다. 그러나 실제 IMC/IFR 조건에서는 고장모드를 포함한 발생 가능한 다양한 상황을 연출하기 어려움에 따라, 주요 임무조건에 대한 모사시험이 필요하다. 이러한 모사시험을 위해 임무 조종사는 외부시야를 제한하기 위한 후드를 착용하여야 한다.

IMC/IFR 모사시험에서는 AFCS를 포함하여 모든 계통이 정상인 상태뿐만 아니라 다양한 고장상황에 대한 평가도 함께 수행한다. 이는 앞서 설명된 바와 같이 IMC 조건에서는 착륙이 제한됨에 따라 고장이 발생하더라도 비행을 중단할 수 없기 때문에, 단일 고장에 대해서는 다소 조종사의 임무부하가 증가하더라도 비행안전을 저해해서는 안 되기 때문이다. 이러한 고장모드에 대한 선정은 항공기 조종 특성에 영향을 미치는 고장을 대상으로 하였다. 이러한 조건에는 AFCS, 엔진, 계기 고장 등이 해당한다. 유압, 전기, 통신계통 등의 단일 고장은 KUH의 경우에는 실제 비행특성에 영향을 주지 않는 것으로 별도 비행시험을 통해 판명되어, IMC/IFR 모사시험 대상에서는 제외하였다.

Table 2는 이러한 계기비행 모사시험을 정리하여 보여주고 있다. Table 2에 제시된 바와 같이 계기비행 모사시험은 실제 계기비행 시 요구되는 저속 및 고속에서의 수평비행, 감속 및 가속, 선회비행, 상승 및 하강, 접근 및 착륙 기동 등을 포함하고 있다. 각각의 시험조건을 살펴보면 다음과 같다. Baseline Test는 후드를 착용한 상태에서 기본적인 계기비행 능력을 판단하고, Degraded mode에서 조종사의 임무부하(workload) 증가 정도를 식별하기 위한 기준값을 획득하기 위해 실시되었다. Unusual Attitude Test는 Safety pilot이 갑작스런 롤 또는 피치 자세의 변화를 준 후, 후드를 착용한 임무조종사가 원활하게 자세를 바로 잡을 수 있는지를 파악하기 위해 실시되었다. Trim malfunction test는 DTS(Data Transfer System)를 이용하여 AFCS의 게인을 변경하는 방식으로 피치, 롤 및 요우 축에 대한 트림 기능을 각각 정지시켜가며 시험을 실시하였다. SAS malfunction test 또한 유사한 방식으로 피치, 롤 및 요우 축에 대한 SAS 기능이 작동하지 않도록 한 상태에서 시험을 실시하였다. AFCS off 시험은 SAS를 포함한 AFCS의 모든 기능을 정지시킨 후 시험을 실시하였다. Back-up Instrument 시험은 기본 비행계기(Basic Flight Instrument)를 이용할 수 없는 상황에서 예비계기만을 이용하여 IFR 비행이 가능한지를 확인하기 위해 실시되었다. 이를 위해 임무조종사의 MFD는 모두 껐으며, 다른 조종사의 계기는 어둡게 한 상태에서 시험이 실시되었다. Engine Failure 시험은 IMC/IFR 비행 중 하나의 엔진이 정지한 경우를 가정하여 실시하였다. 이전의 OEI (One Engine Inoperative) 시험에서 충분한 안정성을 확인하였음에 따라, IMC/IFR 모사 시험에서는 OEI 진입조건에 대해서만 확인하였다.

IMC/IFR 모사시험에서 조종사의 임무부하에 대해서는 Bedford Workload Rating Scale을 이용하여 평가하였으며, 그 결과는 Table 3과 같다. Table 3에 제시된 바와 같이 AFCS를 포함하여 모든 계통이 정상적으로 작동하는 상황(Baseline)

Table 2. Flight Test Matrix for IMC Simulation

Test Cases		Maneuvers
Baseline Test		Level & Speed Change
		Bank turn
		Climb / Descent
		ILS Approach
Unusual Attitude Test		Unusual Roll Attitude Recovery ($\leq 45^{o}$)
		Unusual Pitch Attitude Recovery ($\leq 30^{o}$)
Degraded Test	SAS Malfunction	Level & Speed change
		Bank turn
		Climb / Descent
		ILS Approach
	Trim Malfunction	Level & Speed Change
		Bank turn
		Climb / Descent
		ILS Approach
	AFCS-off	Level & Speed Change
		Bank turn
		Climb / Descent
		ILS Approach
	Back-up Instrument	Level & Speed Change
		Bank turn
		Climb / Descent
	Engine Failure	OEI Entry

Table 3. Pilot Workload Rating for Simulated IMC/IFR Flight

Test Cases	Workload Rating
Baseline Test	3.0
Trim Malfunction	3.7
SAS Malfunction	3.8
AFCS-off	4.8
Back-up Instrument	4.0

에서의 조종사 임무부하는 Rating 3 수준으로 양호하였다. Trim Malfunction 조건에서는 전반적으로 임무부하는 크게 증가하지 않았다. 특히 Roll trim malfunction은 기동 및 접근 비행 모두 AFCS가 정상 작동하는 경우와 큰 차이가 없었다. Pitch trim malfunction 조건 또한 접근 비행을 제외하고는 큰 임무부하 증가는 없었다. 그러나 yaw trim malfunction의 경우에는 상대적으로 roll 또는 pitch trim malfunction 보다 임무부하가 높았으며, 특히 접근 비행 시에 임무부하가 많이 증가하였다. 결론적으로 trim malfunction에서는 롤, 피치, 요우 축 순서로 조종사의 임무부하가 증가하였다. SAS malfunction은 전반적으로 trim malfunction 조건과 유사한 수준으로 임무부하가 증가하였다. 단 요우 축에 대해서는 접근 비행 시 추가적인 임무부하 증가가 있었다. AFCS의 작동을 정지시킬 경우, 기동 및 접근 비행 모두 임무부하가 Rating 4.8로 상당히 증가하였다. Bedford Workload Scale에서 Rating 5는 부가적인 임무 수행이 다소 제한되는 수준이다. AFCS off 조건은 SAS의 모든 기능이 정지하여, 항공기의 기본 비행특성만으로 비행하는 상황임을 감안하였을 때 Rating 4.8은 충분히 허용 가능한 수준으로 판단하였다. 예비계기 비행에서의 임무부하 증가는 예상과 달리 크게 증가하지 않았다. 이것은 통상적으로 고장상황에서는 접근 비행 시 임무부하가 가장 크게 증가되나, Back-up Instrument 시험에는 접근 비행 조건이 반영되지 않았기 때문인 것으로 판단된다.

2.3.4 계기비행 시현 및 평가

IMC/IFR 적합성을 확인하기 위해 실제 IMC 상황에서 IFR 비행시현을 실시하였다. 본 시험에 대한 개략적인 절차는 Fig. 6과 같다. IFR 비행시현은 야간에 사천공항과 김해공항에서 실시되었다. 시험은 Vy에서 최대 계기비행 속도 범위에서 실시되었으며, 계기이륙 (Instrument Take-off (ITO)), 항로비행 (Enroute), VOR Hold, ILS 접근 (ILS Approach), Missed Approach 등의 순서로 진행되었다. 아울러 항로비행 과정에서 단일 엔진을 인위적으로 정지시킨 후 OEI 조건에서의 IMC/IFR 비행 능력을 확인하였다. 실제 계기비행 상황에서의 조종사 임무부하는 Bedford Workload Scale 기준으로 Rating 2.5로 평가되었다.

III. 결 론

본 연구에서는 KUH 헬리콥터의 계기비행 인증과정 및 주요 시험결과를 요약 제시하였다. 계기비행 인증을 위해서는 1차적으로 장착된 계기 및 장비의 적합성을 검토하였으며, 지상 및 비행시험 등을 통해 성능을 확인하였다. 다음으로 항공기가 계기비행에 적합한 비행성을 확보하고 있는지 확인하였다. 이를 위해 FAR-29 Appendix B의 요구도에 따라 항공기의 정안정성 및 동안정성을 확인하기 위한 비행시험을 실시하였다. 계기 및 장비의 적합성과 항공기의 비행성이 입증된 후 Simulated IMC 비행시험을 통해 조종사의 임무부하를 평가하였다. 조종사의 임무부하 평가에는 정상조건 이외에도 비행조종 및 계기의

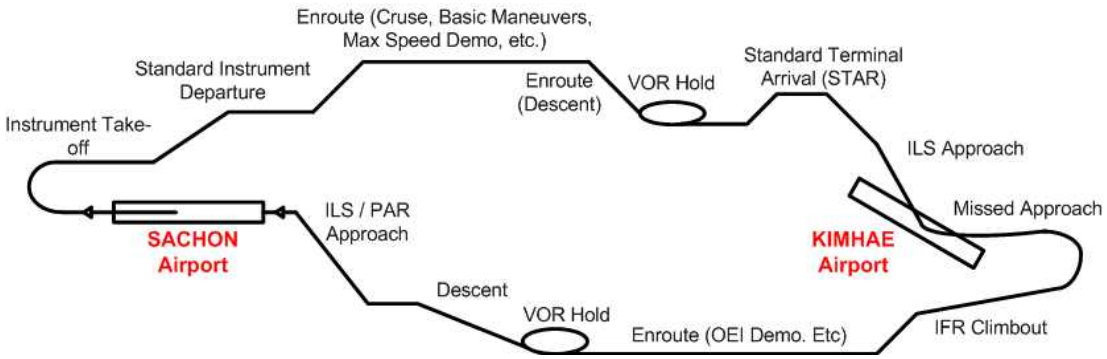

Fig. 6. Simplified IFR Demonstration Flight Procedure

발생 가능한 고장상황을 고려하였다. Simulated IMC 비행시험이 완료된 후 실제 IMC 환경에서 항공관제를 받으며 계기비행 시연을 실시하였다. 이와 같은 시험을 통해 KUH 항공기는 IMC/IFR 비행에 적합한 계기 및 장비를 장착하고 있으며, 충분히 안정적인 비행특성을 갖고 있는 것으로 평가하였다. 아울러 비행조종 및 계기 등에 단일 고장이 발생하더라도 비행안전을 위협하는 임무부하 증가는 없는 것으로 확인되었다.

References

1) FAA Federal Aviation Regulations, 14 CFR, Part 27, Airworthiness Standards: Normal Category Rotorcraft (Amendment 44), 2008.

2) FAA Federal Aviation Regulations, 14 CFR, Part 29, Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft (Amendment 51), 2008.

3) Riser, B., "Instrument Meteorological Conditions (IMC) Certification of the MH-60S Helicopter Common Cockpit," Society of Flight Test Engineers 33rd Annual International Symposium, Baltimore, 19-22 Aug. 2002.

4) AC 29-2C Certification of Transport Category Rotorcraft (Change 3), Federal Aviation Administration, 2008.

5) Delucien, A. G., Green, D. L., Jordan, S. W., and Traybar, J. J., Workload and the Certification of Helicopters for IFR Operation, FAA-RD-79-64, 1979.

6) Roscoe, A. H., and Ellis, G. A., "A subjective rating scale for assessing pilot workload in flight: A decade of practical use," Bedford, UK: Royal Aerospace Establishment, 1990.