국토교통부고시 제2024-506호

모의비행훈련장치 지정기준 및 검사요령

(Approval for Flight Simulation Training Devices)

국 토 교 통 부

Ministry of Land, Infrastructure and Transport Affairs

개정 기록표

(RECORD OF AMENDMENTS)

개정사항(AMENDMENTS)				
순번 (No)	개정일 (Date Applicable)	근거 (Authority)	기록자 (Entered by)	주요 개정내용 (Main Contents of Amendments)
1	2002.11.09	항공안전본부 고시 제2002-3호	-	모의비행훈련장치 지정기준 및 검사요령 제정
2	2003.01.04	항공안전본부 고시 제2003-1호	-	모의비행훈련장치 지정기준 및 검사요령 1차 개정
3	2004.12.16	항공안전본부 고시 제2004-49호	유승헌	모의비행훈련장치 지정기준 및 검사요령 2차 개정
4	2006.03.07	항공안전본부 고시 제2006-5호	황재갑	모의비행훈련장치 지정기준 및 검사요령 3차 개정
5	2009.06.03	국토해양부 고시 제2009-296호	황재갑	국토부 조직개편 따라 항공본부 행정규정 폐지 후 제정
6	2009.07.01	국토해양부 고시 제2009-423호	최진호	한시적규제유예추진계획에 따라 정기검사 유예
7	2009.09.10	국토해양부 고시 제2009-883호	최진호	개정
8	2012.05.31	국토해양부 고시 제2012-287호	최진호	개정
9	2013.04.15	국토교통부 고시 제2013-107호	최진호	정부조직개편 따라 국토해양부 행정규정 폐지 후 제정
10	2017.06.01	국토교통부 고시 제2017-348호	홍덕곤	항공안전법령 시행에 따른 인용조항 개정
11	2017.05.17	국토교통부 고시 제2018-290호	홍덕곤	일몰도래에 따라 재검토기간 재설정
12	2024.9.30	국토교통부 고시 제2024-506호	이상일	항공안전법령 개정 사항에 따른 전부 개정
13				
14				

목 차

제1조(목적 : Objectives) ····· 1
제2조(정의 : Definition) ····· 1
제3조(모의비행훈련장치 등급, Level of Flight Simulation Training Device(FSTD)) · 2
제4조(모의비행장치 인증성능기준, Full Flight Simulator(FFS) QPS) ····· 2
제5조(비행훈련장치 인증성능기준, Flight Training Device(FTD) QPS) ····· 2
제6조(기본비행훈련장치 인증성능기준, Aviation Training Device(ATD) QPS) · 2
제7조(검사의 구분 등, Inspections) ····· 2
제8조(모의비행훈련장치 지정검사, Inspection for initial approval) ····· 3
제9조(모의비행훈련장치 변경검사, Inspection for modification) ····· 4
제10조(모의비행훈련장치의 유효기간 연장검사, Inspection for extension) · 5
제11조(모의비행훈련장치 운용범위, Permitted range of FSTD) ····· 5
제12조(결함발생에 대한 조치, Major squawks) ····· 6
제13조(일일 점검 기록부의 비치 및 보관, Daily maintenance Logbook) 6
제14조(보고, Report) ····· 6
제15조(외국 모의비행훈련장치의 사용, Guidance for use of foreign FSTD) · 7
제16조(재검토기한) ····· 7

[별표] ····· 9
[별표1] 지정검사교범(QTG)에 포함되어야 할 사항 ····· 9
[별표2] 비행기 - 모의비행장치 인증성능기준(일반 기준) ····· 10
[별표3] 비행기 - 모의비행장치 인증성능기준(정량적 기준) ····· 31
[별표4] 비행기 - 모의비행장치 인증성능기준(정성적 기준) ····· 124
[별표5] 비행기 - 비행훈련장치 인증성능기준(일반 기준) ····· 144
[별표6] 비행기 - 비행훈련장치 인증성능기준(정량적 기준) ····· 163
[별표7] 비행기 - 비행훈련장치 인증성능기준(정성적 기준) ····· 235

[별표8] 헬리콥터 - 모의비행장치의 인증성능기준(일반 기준) ····· 254
[별표9] 헬리콥터 - 모의비행장치 인증성능기준(정량적 기준) ····· 269
[별표10] 헬리콥터 - 모의비행장치 인증성능기준(정성적 기준) ····· 336
[별표11] 헬리콥터 - 비행훈련장치 인증성능기준(일반 기준) ····· 362
[별표12] 헬리콥터 - 비행훈련장치 인증성능기준(정량적 기준) ····· 373
[별표13] 헬리콥터 - 비행훈련장치 인증성능기준(정성적 기준) ····· 397
[별표14] 기본비행훈련장치의 인증성능기준 ····· 420
[별표15] 모의비행훈련장치 종류 및 등급별 세부사항 ····· 425

전부개정 국토교통부 고시 제2024-506호 2024.09.30.

모의비행훈련장치 지정기준 및 검사요령

제1조(목적, Objectives) 이 요령은 「항공안전법」 제39조의2 및 같은 법 시행규칙 제91조의2 · 제91조의3에 따라 모의비행훈련장치의 성능기준 등 지정 및 검사에 필요한 세부 사항을 정하여 모의비행훈련장치 관련 업무의 효율적인 수행과 비행안전에 기여함을 목적으로 한다.

제2조(정의, Definition) 이 고시에서 사용하는 용어의 뜻은 다음과 같다.

1. “지정검사교범(Qualification Test Guide, QTG)” 이란 모의비행훈련장치의 성능 및 운용 품질을 확인하기 위한 참조문서로서 별표 1에 따른 교범을 말한다.
2. “마스터 지정검사 교범(Master Qualification Test Guide, MQTG)” 이란 해당 모의비행훈련장치의 운영을 위하여 지방항공청장이 승인한 지정검사교범을 말한다.
3. “인증성능기준(Qualification Performance Standard, QPS)” 이란 모의비행훈련장치의 등급을 결정하기 위한 검사기준을 말한다.
4. “최소장비목록(Minimum Equipment List, MEL)” 이란 해당 모의비행훈련장치 중 특정 부분이 작동되지 않더라도 계획된 자격 검증, 심사 및 훈련 등의 가능 여부를 결정하는 최소 운용 장비 목록을 말한다.
5. “적합성확인서(Statement of Compliance, SOC)” 란 특정 요구사항이 어떻게 충족되었는지 설명하는 문서를 말한다.
6. “운영자” 란 모의비행훈련장치의 유지 · 관리에 책임이 있는 자 또는 모의비행훈련장치를 사용하여 자격 검증, 심사 및 훈련 등을 시키고자 하는 자를 말한다.

제3조(모의비행훈련장치 등급, Level of Flight Simulation Training Device(FSTD)) ① 비행기 및 헬리콥터 모의비행장치 등급은 다음 각 호와 같다.

1. 비행기 모의비행장치: A등급, B등급, C등급, D등급
2. 헬리콥터 모의비행장치: B등급, C등급, D등급

② 비행기 및 헬리콥터 비행훈련장치 등급은 각각 4등급, 5등급, 6등급 및 7등급으로 구분한다.

③ 비행기 및 헬리콥터 기본비행훈련장치 등급은 단일등급으로 구분한다.

제4조(모의비행장치 인증성능기준, Full Flight Simulator(FFS) QPS) ① 비행기 모의비행장치의 인증성능기준 중 일반 기준은 별표 2와 같고, 정량적 기준은 별표 3과 같으며, 정성적 기준은 별표 4와 같다.

② 헬리콥터 모의비행장치의 인증성능기준 중 일반 기준은 별표 8과 같고, 정량적 기준은 별표 9와 같으며, 정성적 기준은 별표 10과 같다.

제5조(비행훈련장치 인증성능기준, Flight Training Device(FTD) QPS) ①비행기 비행훈련장치의 인증성능기준 중 일반 기준은 별표 5와 같고, 정량적 기준은 별표 6과 같으며, 정성적 기준은 별표 7과 같다.

② 헬리콥터 비행훈련장치의 인증성능기준 중 일반 기준은 별표 11과 같고, 정량적 기준은 별표 12와 같으며, 정성적 기준은 별표 13과 같다.

제6조(기본비행훈련장치 인증성능기준, Aviation Training Device(ATD) QPS) 비행기 및 헬리콥터 기본비행훈련장치의 인증성능기준은 별표 14와 같다.

제7조(검사의 구분 등, Inspections) 모의비행훈련장치에 대한 검사는 지정검사, 변경검사 및 유효기간 연장검사로 구분하며, 검사에 필요한 경우

ICAO 국제표준 및 FAA 등 외국의 기준을 참고할 수 있다.

제8조(모의비행훈련장치 지정검사, Inspection for initial approval) ① 지방항공청장은「항공안전법 시행규칙」(이하 “규칙”이라 한다) 제91조의2 제2항에 따라 모의비행훈련장치 지정 신청을 받은 경우에는 별표 2부터 별표 14까지의 종류 및 등급별 인증성능기준에 따라 지정검사를 실시하여야 한다. 다만, 이미 지정을 받은 모의비행훈련장치에 대하여 그 지정의 유효기간 범위 내에서 다른 운영자가 지정을 신청하는 경우에는 현장검사 등 지정검사의 일부를 생략할 수 있다.

② 지방항공청장은 다음의 사항이 충족될 경우 제1항에 따라 검사를 생략할 수 있다.

1. 동일한 형식의 기종일 것
2. 운영자의 훈련프로그램에 따른 훈련·심사 운영을 위한 모의비행훈련장치 운용범위가 동일하여야 한다.
3. 잔여 유효기간이 6개월 이상일 것
4. 생략으로 인한 안전문제가 없을 것

③ 지방항공청장은 제1항에 따른 지정검사에 필요한 자료를 신청인에게 요청할 수 있으며, 신청인은 자료 제공에 협조하여야 한다.

④ 지방항공청장은 제1항에 따른 지정검사를 위하여 “항공안전공무원 교육훈련규정(국토교통부훈령)”(이하 “교육훈련규정”이라 한다) 제3조에 따른 모의비행장치검사관(이하 “검사관”이라 한다)을 지정하여야 한다. 이 경우 조종사 자격증명을 소지한 검사관을 검사 팀장으로 선정하며, 해당 형식한정을 소지한 정부 심사관 또는 조종사, 교육훈련규정에서 정한 교육훈련을 이수한 검사관 중 지방항공청장이 위촉한 자를 팀원으로 지정할 수 있다.

⑤ 지방항공청장은 제1항에 따른 지정검사 결과, 모의비행훈련장치가 종류 및 등급별 인증성능기준에 적합한 경우에는 규칙 제91조의2제3항에 따라 모의비행훈련장치 지정서를 발급하여야 한다.

제9조(모의비행훈련장치 변경검사, Inspection for modification) ① 모의비행훈련장치 지정서를 발급받은 자는 해당 모의비행훈련장치와 관련하여 다음 각 호의 어느 하나에 해당하는 경우 규칙 제91조의3제1항에 따라 지방항공청장에게 변경지정을 신청하여야 한다.

1. 비행의 성능 및 특성에 영향을 미치는 개조를 하는 경우
2. 시각시스템 및 운동시스템에 영향을 미치는 개조를 하는 경우
3. 승인받은 지정검사교범(QTG)과 차이가 현저한 개조를 하는 경우
4. 고장 및 결함 등에 따라 30일 이상의 수리를 하는 경우
5. 그 밖에 지방항공청장이 필요하다고 인정하는 경우

② 제1항 본문에 따른 변경지정 신청 시 제출하여야 하는 서류는 다음 각 호와 같다.

1. 개조를 하는 경우: 개조에 따른 변경사항을 증명하는 서류
2. 수리를 하는 경우: 고장 및 결함의 내용과 수리 완료를 증명하는 서류, 수리에 따른 변경사항을 증명하는 서류
3. 그 밖에 지방항공청장이 필요하다고 인정하는 변경검사의 경우: 변경사항을 증명하는 서류

③ 지방항공청장이 제1항 본문에 따라 변경지정 신청을 받은 경우에는 지정검사 이후 변경된 모든 사항에 대하여 별표 2부터 별표 14까지의 종류 및 등급별 인증성능기준에 따라 변경검사를 하여야 한다. 이 경우 지방항공청장은 변경검사에 필요한 자료를 신청인에게 요청할 수 있으며, 신청인은 자료 제공에 협조하여야 한다.

④ 지방항공청장은 제3항에 따른 변경검사 시 검사관을 지정하여야 하며, 검사관의 지정에 관하여는 제8조제3항을 준용한다.

⑤ 지방항공청장은 제3항에 따른 변경검사 결과, 모의비행훈련장치가 종류 및 등급별 인증성능기준에 적합한 경우에는 규칙 제91조의3제5항에 따라 모의비행훈련장치 지정서를 발급하여야 한다.

⑥ 운영자가 복수일 경우 대표하는 자가 변경지정을 신청할 수 있으며, 지방항공청장은 검사 후 모든 운영자에게 지정서를 발급한다.

제10조(모의비행훈련장치의 유효기간 연장검사, Inspection for extension)

① 모의비행훈련장치 운영자가 해당 모의비행훈련장치 지정의 유효기간을 연장하려는 경우에는 규칙 제91조의3제2항에 따라 지방항공청장에게 모의비행훈련장치 지정의 유효기간 연장 신청을 하여야 한다.

② 유효기간 연장검사는 유효기간이 종료되기 전 1개월부터 종료 후 1개월까지의 기간 중에 할 수 있다.

③ 지방항공청장은 제1항에 따라 모의비행훈련장치 지정의 유효기간 연장 신청을 받은 경우에는 별표 2부터 별표 14까지의 종류 및 등급별 인증성능기준에 따라 유효기간 연장검사를 하여야 한다.

④ 지방항공청장은 제3항에 따라 유효기간 연장검사를 하는 경우 규칙 별표 7의3(모의비행훈련장치 품질관리시스템의 기준)에 따라 신청인의 모의비행훈련장치 품질관리시스템의 적정 여부를 확인하여야 하며(해당하는 경우에 한한다), 적정하지 않은 경우에는 신청인에게 보완을 요청할 수 있다.

⑤ 지방항공청장은 제3항 및 제4항에 따른 유효기간 연장검사 및 품질관리시스템 확인 시 검사관을 지정하여야 하며, 검사관의 지정에 관하여는 제8조제3항을 준용한다.

⑥ 지방항공청장은 제3항 및 제4항에 따른 유효기간 연장검사 및 품질관리시스템 확인 결과, 모의비행훈련장치가 종류 및 등급별 인증성능기준과 규칙 별표 7의3(모의비행훈련장치 품질관리시스템의 기준)에 적합한 경우에는 규칙 제91조의3제5항에 따라 모의비행훈련장치 지정서를 발급하여야 한다.

⑦ 제6에 따라 발급된 지정서의 유효기간은 1년으로 한다. 단, 제4항에 따라 품질관리시스템의 적정 여부가 확인되었을 경우에는 2년으로 한다.

⑧ 운영자가 복수일 경우 대표하는 자가 지정의 유효기간 연장을 신청할 수 있으며, 지방항공청장은 검사 후 모든 운영자에게 지정서를 발급한다.

제11조(모의비행훈련장치 운용범위, Permitted range of FSTD) ① 지방항공청장으로부터 지정받은 모의비행훈련장치 운영자는 별표 15에 따른

운용범위를 준수하여야 한다.

② 제1항에도 불구하고 지방항공청장이 제8조부터 제10조까지의 검사 결과에 따라 해당 모의비행훈련장치가 이 요령에서 정하는 기준에 미달되는 경우 지정을 즉시 중지하거나 운용범위를 일부 제한할 수 있으며, 이 경우 해당 모의비행훈련장치 운영자는 제한된 운용범위를 준수하여야 한다.

제12조(결함발생에 대한 조치, Major squawks) ① 운영자는 지정받은 모의비행훈련장치에 결함이 발생하여 해당 모의비행훈련장치를 사용한 자격검증, 심사 및 훈련 등을 30일 이상 수행할 수 없는 때에는 지방항공청장에게 즉시 보고하여야 한다.

② 지방항공청장은 제1항에 따른 보고를 받은 경우 운영자에게 변경지정 신청의 필요 여부를 통보하여야 한다.

③ 운영자는 제2항에 따라 변경지정 신청이 필요하다고 통보받은 경우 결함에 대한 조치 완료 후 제9조에 따라 지방항공청장에게 변경지정을 신청하여야 한다.

제13조(일일 점검 기록부의 비치 및 보관, Daily maintenance Logbook) 운영자는 모의비행훈련장치 운용 중 발생한 결함과 결함 수정 내용을 기록·유지하여야 하며, 검사관 또는 담당 공무원이 요구하는 경우 이를 제시하여야 한다.

제14조(보고, Report) ① 운영자는 모의비행훈련장치의 작동상태를 다음 각 호의 구분에 따라 지방항공청장에게 보고하여야 한다.

1. 정기보고: 매 분기별 자체검사 실시 후 그 결과를 해당분기가 끝난 후 15일 이내 보고
2. 수시보고: 변경지정 신청 등이 필요한 경우 즉시 보고

② 제1항제1호에 따른 자체검사 방법은 지방항공청장이 정한 것에 따른다.

제15조(외국 모의비행훈련장치의 사용, Guidance for use of foreign FSTD)

① 외국에 소재한 모의비행훈련장치를 사용하여 자격 검증, 심사 및 훈련 등을 하고자 하는 자는 사전에 지방항공청장으로부터 해당 모의비행훈련장치에 대하여 검사를 받아야 한다.

② 제1항에 따른 검사 및 해당 모의비행훈련장치 운영에 관하여는 제8조부터 제14조까지를 준용한다.

제16조(재검토기한) 국토교통부장관은 이 고시에 대하여 「훈령 · 예규 등의 발령 및 관리에 관한 규정」에 따라 2024년 9월 30일을 기준으로 매 3년이 되는 시점(매 3년째의 9월 30일까지를 말한다)마다 그 타당성을 검토하여 개선 등의 조치를 하여야 한다.

부 칙(2024. 9. 30.)

제1조(시행일) 이 고시는 발령한 날부터 시행한다.

제2조(기존 모의비행훈련장치에 대한 경과조치) 이 고시의 개정 이전 지정받은 모의비행장치(비행기와 헬리콥터) 및 비행훈련장치(비행기)에 대해서는 다음과 같이 등급을 부여하며, 지정서 발급은 생략한다.

종류	개정 전	개정 후
모의비행장치 (비행기 및 헬리콥터)	1	B
	2	C
	3	D
비행훈련장치 (비행기)	가	4
	나	5
	다	6
	라	7

* 단일등급으로 부여된 기존의 비행훈련장치(헬리콥터)에 대하여 기존 운영범위를 인정

제3조(기존 고시의 적용) 이 고시의 개정 이전 지정받은 모의비행훈련장치에 대하여 제8조에 따른 지정검사, 제9조에 따른 변경검사, 제10조에 따른 연장검사를 적용할 수 없다고 지방항공청장이 판단하는 경우 종전 지정 등급에 해당하는 지정기준 및 검사요령을 따를 수 있다.

제4조(기존 유효기간 등의 인정) 이 고시의 개정 이전 지정받은 모의비행훈련장치에 대해 잔여 유효기간과 기존 운용범위는 유효한 것으로 한다.

[별표 1]

지정검사교범(QTG)에 포함되어야 할 사항
(The operator should submit an QTG which includes)

1. 목차
2. 입증자료 목록
3. 검열지침서에 사용된 기호 및 용어 해설
4. 검열지침서에 포함된 모든 검사항목
5. 검사의 명칭과 목적
6. 검사조건 및 절차
7. 검사 결과
8. 허용한계치
9. 운영자가 시행한 검사결과를 검증비행자료와 상세한 비교검토 자료
10. 인정할 만한 증빙자료

[별표 2]

비행기 - 모의비행장치 인증성능기준(일반 기준)
(Airplane - Full Flight Simulator QPS – General Requirements)

1. 최소 요건(Minimum Requirements)

비행기 모의비행장치 최소요건						정보
번호	일반 모의비행장치 요건	모의비행장치 등급				비고
		A	B	C	D	
1. 조종석 일반형상(General Flight Deck Configuration)						
1.a.	– 모의비행장치는 조종간, 장비는 조종실 계기, 회로차단기 및 적절한 격벽(Bulkheads)을 갖춘 비행기의 모의품으로서 기능적으로 비행기와 동일 또는 유사하여야 한다. – 제어장치의 이동 방향 및 스위치는 해당 비행기와 동일해야 한다. – 조종석은 해당 형식의 비행기에 맞는 시점(Eye position)을 가질 수 있도록 조절되어야 한다. – 조종실 창의 작동을 위한 장비가 포함되어야 하나, 실제 창문의 작동은 불필요하다. – 소방 도끼(Fire axe), 소화기 및 여분의 전구 등 부수적인 장비는 FFS에서 사용할 수 있어야 하지만, 실제 위치에서 가까운 적절한 위치로 재배치할 수 있다. – 소방 도끼, 착륙바퀴 고정핀 등 유사한 장비는 윤곽으로만 표현하여야 한다. – 다음의 경우 모의비행장치 계기 및/또는 계기 패널에 물리적 오버레이 또는 마스킹과 함께 전자적으로 시현되는 이미지의 사용이 허용될 수 있다. (1) 모든 계기와 계기 패널의 배치는 크기가 정확하고 차이가 있는 경우에도 조종사가 감지하지 못할 정도일 경우 (2) 계기의 모든 기능 및 내장된 논리회로를 포함하여 비행기의 것을 복제한 계기일 경우 (3) 계기가 끊기지 않게 시현될 경우 (4) 계기 표시 특성은 해상도, 색상, 휘도, 밝기, 글꼴, 패턴 채우기, 선 스타일 및 기호를 포함하여 비행기의 특성을	X	X	X	X	– 모의비행훈련을 위하여 조종실은 추가적으로 요구되는 조종사 임무구역과 이들을 필요로 하는 조종사 좌석의 격벽을 포함하는 조종사 좌석의 가장 후방에서부터 조종실 전방 구역 전체 공간으로 구성된다. – 부연하여, 착륙장치 핀 보관실, 소방 도끼 및 소화기, 예비전구 및 항공기 문서 보관함 등과 같은 항목만을 포함하는 격벽(Bulkheads)은 필수 요소로 간주되지 않으며 생략될 수 있다.

비행기 모의비행장치 최소요건						정보
번호	일반 모의비행장치 요건	모의비행장치 등급				비고
		A	B	C	D	
	복제할 경우 (5) 베젤 및 버그를 포함한 오버레이 또는 마스킹은 해당하는 경우 비행기 패널을 복제할 경우 (6) 계기 제어와 스위치는 해당 비행기의 복제품으로, 조작법, 힘, 왕복운동 및 방향이 비행기와 동일하게 작동될 경우 (7) 계기 조명은 비행기의 조명을 복제하고 해당 조명에 대하여 FSTD 제어장치로 작동되며, 해당하는 경우 동일한 제어장치로 작동되는 다른 조명에 상응하는 수준일 경우 (8) 계기는 해당 비행기와 동일하게 보호 덮개를 씌울 경우 – C등급 및 D등급의 경우 전자기계식 계기와 같은 3차원적인 계기를 표시하는 이미지는 복제된 계기에서 동일한 3차원 깊이로 구현해야 한다. – 주 사용자의 관점에서 볼 때 복제된 계기의 모습이 실제 비행기의 계기 외관을 복제해야 한다. – 실제 비행기 계기에 시현된 시야각과 시차에 따른 부정확한 계기 판독값이 복제된 모의비행장치 계기 디스플레이 이미지로 복제되어야 한다. – 시야각 오류 및 시차는 엔진 디스플레이 및 예비 계기와 같은 공유계기에서 최소화해야 한다.			X	X	
1.b.	– 절차에 영향을 미치거나 관측할 수 있는 조종실 계기에 표시되는 회로차단기는 적절한 위치에 있어야 하며, 기능상으로도 정확하여야 한다.	X	X	X	X	
2. 프로그래밍						
2.a.	– 비행중 정상적으로 조우하게 되는 항력 추력의 다양한 조합을 설명하는 비행 역학 모델은 비행기 자세, 추력, 항력, 고도, 온도, 총 중량, 관성 모멘트(Moment of inertia), 무게중심 위치 및 형상의 변화 효과를 포함하여 실제 비행 조건에 부합하여야 한다. – 적합성확인서(SOC)를 제출하여야 한다. – C등급 및 D등급 모의비행훈련장치의 경우, 항공기 피치 자세 및 연료 흐름에 따른 무게중심의 변화가 시뮬레이션되어야 한다.	X	X	X X	X X	– 해당 SOC에는 교관석에서 질량(중량)특성 모델을 시연할 수 있도록 표로 정리된 목표 값 범위를 포함하여야 한다. – 최소 데이터에는 각 조건에 대하여 최소 두 가지의 다른 무연료 중량 및 유상하중의 조합과 함께 무연료 중량 및 최대 지상활주 중량을 포함하는 3가지 중량 조건을 포함하여야 한다.

비행기 모의비행장치 최소요건						정보
번호	일반 모의비행장치 요건	모의비행장치 등급				비고
		A	B	C	D	
2.b.	– 시뮬레이터는 요구되는 자격 등급을 충족하는데 필요한 컴퓨터 용량, 정확성, 해상도 및 동적 응답성을 갖추어야 한다. – 적합성확인서(SOC)를 제출하여야 한다.	X	X	X	X	– 예) 이동표적을 최대로 활성화 후 CPU 여유를 점검한다.
2.c.	– 지상 운항은 활주로 경계내에서 선회할 수 있고, 착륙 및 측풍 접근으로 착륙할 때 롤 아웃을 적절히 제어할 수 있을 정도로 재현되어야 한다.	X				
2.d.	– 지상 조업과 공기역학 프로그램에는 다음 사항이 포함되어야 한다.					
2.d.1.	– 지면효과(Ground Effect)		X	X	X	– 지면효과에는 라운드아웃(round out), 플레어(flare), 접지, 상승, 항력, 피칭모멘트, 트림 및 지면효과 시 동력을 설명하는 모델링을 포함하여야 한다.
2.d.2.	– 지면 반동(Ground Reaction) – 지면 반동 모델링 시 비정상적인 항공기 자세(Tail Strike 또는 Nosewheel contact 등)에서의 착륙으로 인한 지면 접촉 효과 및 징후를 포함하여 착륙 시 반동(Bounced) 또는 미끄러지는(Skipped) 동안 적절한 효과가 생성되어야 한다. – 이행계획서(SOC)를 제출하여야 한다.		X	X	X	– 지면 반동에는 스트러트 뒤틀림, 타이어 마찰, 측력을 설명하는 모델을 포함한다. 이는 착륙 중 활주로와 접촉하는 비행기의 반응이며, 총중량, 대기속도, 또는 접지 시 강하율과 같은 요소의 변경에 따라 달라질 수 있다.
2.d.3.	– 지상 운용 특징에는 공기역학 및 조향 입력이 포함된 지면 반동 모델, 측풍, 제동, 역추력, 감속 및 회전반경이 들어간 운용을 포함하여야 한다. – 공기역학 및 지면 반동 모델에는 해당 항공기로 시연 가능한 최대 측풍 구성요소까지 도달하도록 하여, 측풍 및 측면돌풍 상황 훈련을 지원할 수 있어야 한다. – 교관이 실질적인 돌풍 측풍 프로파일을 이용할 수 있어야 하며, 이륙 또는 착륙 롤 중 활주로 이탈을 피하기 위하여 조종사 개입이 필요한 강도 및 변화를 조절할 수 있어야 한다. – 돌풍 측풍 프로파일을 구성하는데 사용된 데이터소스와 관련한 적합성확인서(SOC)가 요구된다.		X	X X	X X	– 훈련에 이용될 돌풍 모델을 개발할 때, FSTD 운영자는 데이터 제공자와 협력하여 돌풍 모형이 공기역학 및 지상 모델의 수용력을 초과하지 않도록 하여야 한다. – 훈련에 이용될 돌풍 모델을 개발할 때, 운영자는 데이터 제공자와 협력하여 돌풍 모형이 공기역학 및 지상 모델의 수용력을 초과하지 않도록 하여야 한다.
2.e.	– 시뮬레이션할 항공기가 저고도 윈드시어 시스템 장비 요건에 해당하는 항공기인			X	X	

비행기 모의비행장치 최소요건						정보
번호	일반 모의비행장치 요건	모의비행장치 등급				비고
		A	B	C	D	
	경우 시뮬레이터인 윈드시어 현상 인지 및 회복 절차를 실행하기 위한 훈련을 제공하는 윈드시어 모델을 채택하여야 한다. – 다음과 같은 주요 비행 단계에서는 교관/평가관이 장치를 제어할 수 있도록 하여야 한다. (1) 이륙 로테이션(Rotation) 이전 (2) Lift-off (3) 초기 상승구간 (4) 최종 접근단계(AGL 500ft 이하) – 각각의 요구되는 윈드시어 프로파일과 연관된 현실적인 난기류 수준의 추가를 사용할 수 있어야 하며, 이를 교관이 선택할 수 있어야 한다. – 장비 인증을 위해 요구되는 4가지 기본 윈드시어 모델 외에 강사는 실제 윈드시어 조우의 복잡성을 나타내는 최소 2개의 추가 “복합” 윈드시어 모델을 사용할 수 있어야 한다. 이들 모델은 이륙 및 착륙 형상에서 사용할 수 있어야 하며, 여러 동시 다발적인 구성요소에 대하여 독립적이고 변화하는 바람으로 구성되어야 한다. 윈드시어 훈련 교보재(The Winds hear Training Aid)는 이들 요건을 충족하는데 구현할 수 있는 두 가지 “복합” 윈드시어 모델을 제공하여야 한다.					
2.f.	– 하드웨어 및 소프트웨어 프로그램을 수동 및 자동으로 시험할 수 있어야 한다. – 적합성확인서(SOC)를 제출하여야 한다.			X	X	– 허용오차 한계 상황에서 벗어날 경우, 자동표시(Automatic flagging) 기능 활성화 필요
2.g.	– 대기 시험 또는 전송 지연 시험으로 측정한 모션시스템, 시각시스템, 조종실 계기의 상대적인 응답이 있어야 한다. – 모션 시작은 시각적인 장면의 변경 시작(다른 정보를 포함하는 첫 비디오 필드의 탐색 시작) 전에 발생해야 하지만, 해당 비디오 필드의 탐색이 종료되기 전에 발생하여야 한다. 모션 시작 전에 계기 응답이 일어나지 않을 수 있다. – 시험 결과는 다음(2.g.1, 2.g.2)의 한계 이내에 있어야 한다.					– 시뮬레이터가 비행기 응답과 같이 명시된 시간 지연내에 계기, 모션 및 시각적 신호를 제공하는 지 확인하는 것을 목적으로 한다. – 비행기 반응의 경우, 적절하게 대응되는 회전축(Rotational axis)에서의 가속이 선호된다.
2.g.1.	– 해당 비행기 응답의 300ms	X	X			

비행기 모의비행장치 최소요건						정보
번호	일반 모의비행장치 요건	모의비행장치 등급				비고
		A	B	C	D	
2.g.2.	- 비행기 응답(모션 및 계기신호)의 100ms - 비행기 응답(영상 신호)의 120ms			X	X	
2.h.	- 다음의 활주로 조건을 정확하게 재현하여야 한다. (1) 활주로가 마른 상태(Dry) (2) 활주로가 젖은 상태(Wet) (3) 활주로가 결빙된 상태(Icy) (4) 활주로가 부분적으로 젖은 상태(Patch Wet) (5) 활주로가 부분적으로 결빙된 상태(Patch Icy) (6) 활주로의 접지 구역에 고무(Rubber)가 젖어있는 상태 - 적합성확인서(SOC)를 제출하여야 한다.			X	X	
2.i.	- 다음의 사항을 재현할 수 있어야 한다. (1) 미끄럼 방지 고장(Anti-skid Failure)을 포함한 제동 및 타이어 결함 (2) 브레이크 고온에 따른 제동 효율성 감소(적용될 경우) - 적합성확인서(SOC)를 제출하여야 한다.			X	X	- 모의비행장치의 피치, 측면 하중 및 방향제어 특성이 해당 비행기를 재현하여야 한다.
2.j.	**【엔진 및 기체 결빙】** - 기체, 공기역학 및 엔진과 연관된 결빙 효과가 포함된 모델이어야 한다. - 결빙 모델은 전반적인 항력의 증가 외에 양력 상실, 실속 받음각의 감소, 피칭 모멘트 변화, 조종 효율성 감소 및 조종력의 변화를 포함하는 비행기 양력 표면에 결빙 증식의 공기역학적 저하 효과를 재현하여야 한다. - 항공기 시스템(실속 예방 시스템 및 자동 비행 시스템)은 모의비행 항공기와 일치하는 결빙 증식에 적절히 응답하여야 한다. - 비행기 OEM 데이터 또는 기타 인정할 수 있는 분석적 방법을 이용하여 착빙 증식 모델을 개발하하여야 한다. - 인정할 수 있는 분석적 방법은 관련 분야 전문 조종사에 의한 조정 및 부가적인 주관적 평가와 함께 양력 표면의 결빙이 미치는 공기역학적 영향에 대한 풍동 분석 및 엔지니어링 분석을 포함할 수 있다.			X	X	- SOC는 결빙 현상을 인지하고 회복하는데 필요한 특정 기술의 훈련 제공 효과에 관한 설명이 제공되어야 한다. - SOC에는 이들 효과가 시험된 것을 검증한 내용을 포함하여 결빙 증식 모델을 개발하는데 사용된 모든 분석적 방법과 원천 데이터를 설명하여야 한다. - 결빙효과 시뮬레이션 모델은 결빙 조건에서 운항이 승인된 비행기에만 요구된다.

비행기 모의비행장치 최소요건						정보
번호	일반 모의비행장치 요건	모의비행장치 등급				비고
		A	B	C	D	
	– 적합성확인서(SOC)를 제출하여야 하며, 객관적 시험을 통해 요건을 충족하여야 한다.					
2.k.	– 모의비행장치의 공기역학적 모델에는 다음 사항을 포함하여야 한다. (1) 저고도 수평비행 지면효과 (2) 고고도에서 마하효과 (3) 조종면에 정상 및 역추력 동적 효과 (4) 공탄성 재현(Aeroelastic representations) (5) 옆미끄러짐(Sideslip)에 의한 비선형성 – 적합성확인서(SOC)를 제출하여야 하며, 이 경우 (4), (5)항에 대한 계산 참조자료가 포함되어야 한다.				X	
2.l.	– 해당하는 경우, 방향 제어와 관련하여 역추력 효과를 다룰 수 있는 공기역학 및 지면 반동 모델을 갖추어야 한다. – 적합성확인서(SOC)를 제출하여야 한다.		X	X	X	
2.m.	**【고 받음각(High angle of attack) 모델】** – 정적/동적인 가로 방향 안정성 저하, 제어 응답(pitch, roll, yaw)의 저하, 무제어 롤 응답(Uncommanded roll response) 또는 과도한 제어 변위가 필요한 롤 오프(roll-off), 명백한 무작위성 또는 비반복성, 피치 안정성 변화, 마하효과(Mach effects), 실속 버핏(stall buffet) 등 해당 항공기 형식에 적절한 것들을 포함하는 공기역학적 실속 모델링이어야 한다. – 공기역학적 모델은 훈련 요목을 보조할 수 있는 받음각 및 옆미끄러짐(Sideslip) 범위를 통합하여야 한다. – 최소한 모델에는 실속을 지시하는 받음각을 초과하여 10도 범위의 받음각까지 보조할 수 있어야 한다. – 실속 지시 받음각은 비행기의 거동이 고유의 비행 특성 또는 비행기가 실속에 빠졌을 때 실속 지시 장치(예; Stick pusher 등)의 작동으로 인한 특성을 통해 조종사가 명백하고 분명한 지시를 얻는 지점으로 정의된다.			X	X	– 이 섹션의 요건은 완전 실속 훈련용으로 인증된 FSTD에만 적용한다. 운영자는 완전실속 훈련요목에 대한 FSTD 인증을 하지 않을 수 있다. 그러나, 해당 모의비행장치의 인증은 실속경고 시스템이 활성화될 때 종료되는 '접근에서 실속까지' 훈련으로 제한된다. – 훈련에 사용될 FSTD에서 평가되었던 비행 형상과 실속 기동에 대해 명확하게 소통할 수 있는 구체적인 지침을 교관이 활용할 수 있어야 한다.

비행기 모의비행장치 최소요건						정보
번호	일반 모의비행장치 요건	모의비행장치 등급				비고
		A	B	C	D	
	- 모델은 해당 비행기의 실속 특성에서 보여지는 변화를 포착할 수 있어야 한다. - 해당 비행기의 실속 특성(예, 피치 브레이크의 유/무, 버펫 방지 또는 항공기에 시현되는 다른 실속 지시)을 인지할 수 있어야 한다.. - 공기역학적 모델링은 다음의 비행 조건에서 실속 훈련 기동을 지원하여야 한다. (1) 수평 상태에서 실속 진입(1g) (2) 최소 25도 경사각 선회 시 실속 진입(Accelerated stall) (3) 동력이 있는 상태에서 실속 진입(프로펠러 비행기에 한함) (4) 2단계 상승, 고고도 순항(Near performance limited condition), 접근 또는 착륙 시 비행기 형상(Configurations) - 공기역학 모델링 방법, 검증 및 FSTD의 실속 특성에 대한 점검내용을 기술한 적합성확인서(SOC)가 요구된다. - SOC에는 해기종 자격을 가진 해당 분야 전문 조종사에 의해 평가되었다는 확인을 포함하여야 한다. - 특정 실속 기동(항공기 형상 및 실속 진입 방법과 같은)에 대한 공기역학적 모델에 알려진 제한사항이 존재하는 경우, 이러한 제한사항은 요구되는 SOC에 명시되어야 하여야 한다. - 완전 실속 훈련 요목용으로 인증을 받은 FSTD는 2.n.에 기술된 바에 따라 비정상자세 회복훈련(UPRT, Upset prevention and recovery training)을 위한 교관 조종석 요건을 충족하여야 한다.					
2.n.	**【비정상자세 회복훈련(UPRT)】** - **(공기역학적 평가)** 모의비행훈련장치는 받음각과 사이드슬립의 조합이 회복 기동을 수행하는 동안 비행 시험으로 검증된 데이터 또는 풍동/분석 데이터의 범위를 초과하지 않는지를 판단하기 위한 목적으로 특정 회복기등에 대하여 평가되어야 한다. - 다음의 요구되는 비정상 회복 기동의 최소			X	X	- 이 섹션은 다음 조건의 하나 이상을 초과하는 비행기의 이상 복구 훈련 기동 또는 비정상적인 자세 훈련 기동의 인증에 적용한다. (1) 피치자세가 25도 이상 위로 향할 경우 (2) 피치자세가 10도 이상 아래로 향할 경우 (3) 선회각이 45도 이상일 경우

비행기 모의비행장치 최소요건						정보
번호	일반 모의비행장치 요건	모의비행장치 등급				비고
		A	B	C	D	
	설정은 상기 방법으로 평가되어야 하며, 교관/평가관이 이용할 수 있어야 한다. (1) 높은 기수, 수평 상태에서의 항공기 비정상 운항 (2) 낮은 기수에서의 항공기 비정상 운항 (3) 높은 선회각에서의 항공기 비정상 운항 – (**비정상자세 시나리오**) 교관석에서 선택할 수 있는 동적 비행기 비정상자세는 비정상자세가 시작되는데 필요한 FSTD의 기능상의 결함 또는 저하를 포함하는 FSTD가 비정상자세로 만드는데 사용된 방법에 관한 지침을 교관에게 제공하여야 한다. – 모의비행장치 기능(비행 조종 효율성 감소와 같은)의 비현실적인 저하는 조종사가 루프를 벗어나도록 FSTD를 재배치하기 위한 도구로서 순수하게 사용되지 않는한 일반적으로 허용되지 않는다. – (**교관조종시스템, Instructor Operating System**) 모의비행장치에는 비정상자세 회복훈련을 수행 중 시뮬레이터의 승인된 비행선도(aerodynamic envelope) 및 항공기 운용한계를 초과할 경우 교관/평가관에게 통보할 수 있는 피드백 장치를 갖추어야 한다. – 피드백 장치에는 다음을 포함하여야 한다. (1) (**FSTD 인증 포위선도, Validation envelope**) 비행인증등급 또는 예측방법의 출처에 따라 공기역학적 모델의 “신뢰도 수준”을 나타내는 알파/베타 포위선도의 형태이어야 한다. 해당 포위선도는 모의비행장치로 기동하는 동안 교관에게 실시간으로 피드백을 제공하여야 한다. 사용가능한 최소 플랩 올림 및 내림에 관한 포위선도가 있어야 한다. (2) (**비행 조종 입력, Flight input**) 교관으로 하여금 조종사의 비행 조종간의 변이 및 조종력(Fly-by-wire 포함)을 평가할 수 있어야 한다. (3) (**비행기 운용제한**) 해당 비행기의 형상에 적합한 기동을 하는 동안 운용제한을 표시해야 한다. – 적합성확인서(SOC)에는 해당 FSTD의					(4) 위 항목에 해당되지 않지만 속도가 부적절한 경우 – 실속경고 시스템 작동 이상의 받음각에서 비정상자세 회복 기동에 사용할 모의비행장치는 2.m에 명시된 요건을 충족하여야 한다. – 비정상자세회복 기동 중에는 모션시스템 반응을 특별히 고려하여야 한다. – 모의비행장치 모션에 대한 제한사항이 있음에도 불구하고, 모션시스템 응답에 특별히 중점을 두어야 한다. – 비행기를 특정 자세가 되도록 인위적으로 배치하면 비행제어법칙이 부정확하게 초기화 될 수 있으므로 비행 포위선도내에서 비행기가 보호될 수 있도록 고려하여야 한다.

비행기 모의비행장치 최소요건						정보
번호	일반 모의비행장치 요건	모의비행장치 등급				비고
		A	B	C	D	
	인증된 포위선도를 구성하는 데 사용된 소스 데이터 정의가 요구된다. – SOC는 또한 교관석에 프로그램된 비정상자세 회복 특성과 관련 훈련기동에서 이 절에 명시된 방법을 사용하여 적절하게 자격이 있는 조종사에 의하여 평가가 이루어졌는지를 확인하여야 한다. – 확인서는 FSTD가 FSTD의 인증 포위선도를 초과하지 않았거나 초과했을 때 시뮬레이션 정확도가 신뢰수준내에 있도록 복구 기능이 수행될 수 있음을 확인하여야 한다.					
3. 장비운용						
3.a.	– 비행기의 시뮬레이션에 포함된 모든 관련 계기 지시는 난기류 또는 윈드시어와 같이 모의 비행기의 제어 움직임 또는 외부 장애에 자동으로 응답하여야 한다. – 수치는 적절한 단위로 표시되어야 한다. – C, D등급 시뮬레이터의 경우, 계기 지시는 결빙(Icing)에 대한 효과에도 응답하여야 한다.	X	X	X	X	
3.b.	– 통신, 항법, 주의 및 경고 장비가 설치되어 있어야 하며 해당 비행기에 허용오차 내에서 작동되어야 한다. – (**내·외부 항법보조장비의 교관석에서 제어**) 항법보조 장비는 지리적인 영역에 적용할 수 있는 범위 또는 가시거리 내에서 제한없이 사용할 수 있어야 한다.	X	X	X	X	
3.b.1.	– 항법 데이터 업데이트를 포함하여 정밀 및 비정밀 접근 절차를 갖춘 최소 3개의 공항에 대한 완전한 항법 데이터베이스를 갖추어야 한다.			X	X	
3.b.2.	– 최소 1개 공항과 일치하는 정밀 및 비정밀 접근절차에 대한 완전한 항법 데이터베이스를 갖추어야 한다.	X	X			
3.c.	– 모의 비행기 시스템은 지상 및 공중 운항시 정상, 비정상 및 비상 상황 운용조건하에 비행기 시스템으로서 작동하여야 한다. – 활성화 이후 조종사에 의한 시스템 관리로 적절한 시스템 작동이 이뤄져야 하고, 교관의 제어장치로부터 추가 입력을 요구하지 않아야 한다.	X	X	X	X	– 비행기 시스템 작동은 비행기 제작사, 장비품의 원 제작자 또는 비행기 시스템 또는 구성품에 대한 대체 승인 데이터에 의하여 공급되는 시스템 데이터에 대하여 예측 및 추적이 가능하여야 한다. – 최소한, 대체 승인된 데이터

비행기 모의비행장치 최소요건						정보
번호	일반 모의비행장치 요건	모의비행장치 등급				비고
		A	B	C	D	
						는 FSTD가 수행하도록 검증을 거친 모든 정상, 비정상 및 비상 운항절차와 및 훈련 항목의 작동을 검증하여야 한다.
3.d.	– 시뮬레이터는 모의 비행기와 일치하는 조종력과 조종간의 이동범위를 제공하여야 한다. 시뮬레이터 또는 동일한 비행 조건하에서 비행기와 같은 방법으로 반영되어야 한다. – 조종시스템은 백업 시스템을 포함하여 정상 및 모든 비정상 모드에 대한 비행기 운항을 구현하여야 하고, 관련 시스템의 고장을 반영하여야 한다. – 적절한 조종실 지시 및 메시지가 복제되어야 한다.	X	X	X	X	
3.e.	– 시뮬레이터 조종감은 비행기와 동일 또는 유사하게 구현되어야 한다. – 시뮬레이터의 조종감은 시뮬레이터의 조종감 기록과 비행기 측정값을 비교함으로써 측정되어야 한다. – 초도 및 갱신 인증평가 시 조종간의 동적 특성들은 조종실 조종간으로부터 직접 측정되고 기록되어야 하며, 이륙, 순항 및 착륙 비행조건 및 형상에서 이뤄져야 한다.			X	X	
3.f.	– 스틱 푸셔(Stick pusher) 시스템이 장착된 비행기의 경우 조종력(Control forces), 변위(Displacement) 및 조종면위치 (Surface position)가 비행기와 동일하여야 한다. – SOC에는 해당 스틱 푸셔 시스템의 모델을 만들고, 프로그램하고, 항공기 제작사의 설계 자료 또는 기타 인정할 수 있는 데이터 소스가 이용되었다는 것을 검증하였음을 확인하는 것이 요구된다. – SOC는 최소한 스틱 푸셔 시스템 활성화 및 취소 로직은 물론, 시스템 동력학, 변위 제어 및 스틱 푸셔 활성화로 발행하는 힘을 다루어야 한다.			X	X	– 이 섹션의 요건은 완전 실속 훈련용으로 인증된 FSTD에만 적용한다.
4. 교관 또는 평가관 시설						
4.a.	– 조종사 좌석 외에 교관/검사관 및 정부 감독관을 위한 최소 2개의 좌석을	X	X	X	X	

비행기 모의비행장치 최소요건						정보
번호	일반 모의비행장치 요건	모의비행장치 등급				비고
		A	B	C	D	
	갖추어야 한다. - 이들 좌석에서 조종사의 패널과 전방 창에 충분한 시야를 제공하여야 한다. - 조종사 좌석 이외의 모든 좌석은 비행기의 것을 재현할 필요는 없으나, 바닥에 적절하게 고정되고 실제 비행기와 유사한 좌석벨트를 갖추도록 하여야 한다.					
4.b.	- 교관/평가관이 모든 요구되는 시스템 변수를 제어하고, 모든 비정상 또는 비상 조건들을 운영자의 국토교통부로부터 승인을 받은 훈련 프로그램 또는 적절한 경우 관련 운영교범에 명시된 바에 따라 모의비행시스템에 삽입할 수 있는 제어 장치를 갖추어야 한다.	X	X	X	X	
4.c.	- 교관석(IOS)에서 활용할 수 있어야 하며, 예상되는 모든 환경적 효과(구름, 시정, 결빙, 강수량, 온도, 스톰 셀, 마이크로 버스트, 난기류, 중고도 및 고고도 바람속도 및 방향 등)에 대한 교관 제어장치를 갖추어야 한다.	X	X	X	X	
4.d.	- 교관 또는 평가관이 지상 및 공중의 위험을 재현하는 기능을 구현하여야 한다.			X	X	- 예) 사용 중인 활주로 상에 또다른 비행기가 교차하거나 또는 공중의 교통량이 한 지점으로 모이게 하는 기능
5. 모션시스템(Motion System)						
5.a.	- 비행기의 모션을 재현한 것으로, 접지 신호(Touchdown ques)는 조종사가 인지할 수 있어야 한다.	X	X	X	X	- 예) 접지 신호는 모의 비행기의 강하율의 함수이어야 한다.
5.b.	- 최소 3 자유도(최소 pitch, roll, heave)를 갖는 모션 시스템을 갖추어야 한다. - 적합성확인서(SOC)를 제출하여야 한다.	X	X			
5.c.	- 최소한 6자유도의 시너지틱 플랫폼 모션 시스템(Pitch, Roll, Yaw, Heave, Sway, Surge)과 동등한 신호를 생성하는 모션 시스템을 갖추어야 한다. - 적합성확인서(SOC)를 제출하여야 한다.			X	X	
5.d.	- 모션시스템의 응답 시간을 기록할 수 있어야 한다. - 적합성확인서(SOC)를 제출하여야 한다.	X	X	X	X	
5.e.	- 시뮬레이터는 다음 사항이 포함된 모션 효과 프로그래밍을 제공할 수 있어야 한다.					
5.e.1.	(1) 제동 설정에 따른 추력 효과		X	X	X	- 비행 조건으로 잘 알려진 버

비행기 모의비행장치 최소요건						정보
번호	일반 모의비행장치 요건	모의비행장치 등급				비고
		A	B	C	D	
	(2) 활주로 덜커덩 소리, 올레오 변형, 지상 속도 효과, 고르지 못한 활주로, 중심선 등, 및 유도로 특성 (3) 스포일러(Spoiler) / 스피드 브레이크 연장 및 역추력에 기인한 지상에서의 버펫(Buffets) (4) 착륙장치와 연관된 부딪힘 소리 (5) 착륙장치의 올림 및 내림 작동 시 버펫 (6) 플랩 및 스포일러/속도브레이크 연장에 따른 공중에서의 버펫 (7) 접근에서 실속까지 버펫 및 실속 버펫(해당될 경우) (8) 메인 및 노즈 기어에 적용되는 대표적인 접지 신호 (9) 노즈휠이 스쳐 끌리는 것(해당될 경우) (10) 마하 및 기동 버펫 (11) 엔진 고장, 기능불량 및 엔진 손상 (12) 테일 및 포드 스트라이크					펫이 실속의 첫 지시값 이거나, 실속 버펫이 일어나지 않는 경우 이러한 특성은 모델링에 포함되어야 한다.
5.e.2.	(13) 조향 및 제동 입력으로 인한 횡방향 및 방향 신호와 같은 지상 활주 효과 (14) 3개의 선형 축(등방향성)에서의 대기 교란(난기류, 돌풍, 스톰 셀, 윈드시어 등으로 인한 버펫)으로 인한 버펫 (15) 타이어 고장 역학 (16) 위에서 언급되지 않은 기타 상당한 진동, 버펫 및 범프 또는 비행 전 제어 입력으로 인한 모션효과와 같은 점검표 항목			X	X	
5.f.	– 시뮬레이터는 진동으로 인하여 조종실에서 감지할 수 있는 사건 또는 비행기 상태가 표시된다면, 비행기의 운항으로 인해 발생하는 특징적인 모션 진동을 제공하여야 한다.				X	– 시뮬레이터는 특징적인 버펫 모드가 측정될 수 있고, 비행기 데이터와 비교될 수 있는 방식으로 프로그램되고 구성되어야 한다.
6. 시각시스템(Visual System)						
6.a.	– 조종실 바깥의 시야를 제공하는 시각 시스템을 갖추어야 한다.	X	X	X	X	
6.b.	– 조종사 좌석당 최소 수평 45도, 수직 30도의 연속적으로 평행한 시계 또는 지상 영역에 대한 시각적 요건을 충족하는데 필요한 정도의 시계 중 더 큰 시계를 제공하여야 한다. – 두 조종사 좌석의 시각 시스템은 동시에 작동되어야 한다. – 최소수평시계 범위는 항공기 동체에 대	X	X			– 최소한의 시계가 유지되는 경우 운영자의 재량에 따라 추가 시계 기능이 추가될 수 있다.

비행기 모의비행장치 최소요건						정보
번호	일반 모의비행장치 요건	모의비행장치 등급				비고
		A	B	C	D	
	해 방위각 0도 선을 중심으로 할 때 최소연속시계 요건의 ±1/2이어야 한다. – 적합성확인서(SOC)가 요구되며, 시스템 선형성(System linearity) 및 시계를 포함하여 시스템 배치(geometry) 측정법을 설명하여야 한다.					
6.c.	보류(Reserved)					
6.d.	– 최소 수평 176도, 수직 36도의 연속적으로 평행한 시계 또는 지상영역에 대한 시각적 요건을 충족하는데 필요한 정도의 시계 중 더 큰 시계를 제공하여야 한다. – 최소수평시계 범위는 항공기 동체에 대해 방위각 0도 선을 중심으로 할 때 최소연속시계 요건의 ±1/2이어야 한다. – 적합성확인서(SOC)가 요구되며, 시스템 선형성(System linearity) 및 시계를 포함하여 시스템 배치(geometry) 측정법을 설명하여야 한다.			X	X	– 수평 시계라고 함은 일반적으로 180도 시계로 서술되지만, 기술적으로는 176도 이상의 시계를 말한다. – 최소 시야가 유지되는 경우 운영자의 재량에 따라 추가 시야 기능이 추가될 수 있다.
6.e.	– 시각 시스템은 비현실적인 신호를 생성하는 광학적 불연속성 및 아티팩트가 없어야 한다.	X	X	X	X	– “swiming”, “roll-off” 이미지를 포함할 수 있는 비현실적인 신호는 조종사로 하여금 속도, 가속도, 또는 상황인식에 있어 부정확한 판단을 하게 할 수 있다.
6.f.	– 야간 장면에 맞게 작동가능한 착륙등(Landing light)을 갖추어야 한다. – 사용되는 경우, 황혼(박명) 장면에서 작동가능한 착륙등을 갖추어야 한다.	X	X	X	X	
6.g.	– 시뮬레이터 교관석 제어장치는 아래의 기능을 갖추어야 한다. (1) 시정을 육상마일(sm) 또는 Km, 활주로 가시거리(RVR)은 ft 또는 m로 함 (2) 공항 선택 (3) 공항 등화	X	X	X	X	
6.h.	– 동적 응답 프로그램과 시각시스템 호환성을 제공하여야 한다.	X	X	X	X	
6.i.	– 시뮬레이터의 조종실에서 보이는 지상영역이 정확한 대기속도, 착륙 형상, 접지구역 상공에서의 적절한 높이 및 적절한 시계상황일 때, 비행기 조종실에서 보이는 것(수립된 허용오차 내)과 동일하여야 한다.	X	X	X	X	– 주어진 중량, 형상 및 정상 접근 및 착륙을 위한 비행기의 운용 포위선도내 속도에 대한 RVR, 글라이드 슬로프 및 로컬라이저의 모델링 정확도를 보여주어야 한다.
6.j.	– 시뮬레이터는 이·착륙 중 다음 사항을 포		X	X	X	

비행기 모의비행장치 최소요건						정보
번호	일반 모의비행장치 요건	모의비행장치 등급				비고
		A	B	C	D	
	함하여 침하율(Sink rate) 평가에 필요한 시각적 신호를 제공하여야 한다. (1) 활주로, 유도로 및 계류장 표면 (2) 지형 특성					
6.k.	– 시뮬레이터 자세와 관련된 시각적 환경이 정확한 묘사를 제공하여야 한다.	X	X	X	X	– 자세 지시계의 디스플레이와 비교하여 시각적 장면에 표시된 수평선의 피치와 롤을 비교하여야 한다.
6.l.	– 시뮬레이터는 시각 시스템의 색상, RVR, 초점 및 강도를 신속하게 확인할 수 있어야 한다. – 적합성확인서(SOC)가 요구된다.			X	X	
6.m.	– 시뮬레이터는 최소 10등급의 Occulting을 생성할 수 있어야 한다.			X	X	
6.n.	**【야간 시각장면】** – 훈련, 시험 또는 검증활동에 사용될 때 시뮬레이터는 공항, 지형 및 공항 주변의 주요 랜드마크를 인지하는 데 충분한 장면 콘텐츠를 야간 시각장면으로 제공하여야 한다. – 해당 장면 콘텐츠는 조종사가 성공적으로 육안 착륙을 할 수 있도록 허용되어야 한다. – 장면에는 정의할 수 있는 지평선과 들판, 도로 및 수면 그리고 비행기 착륙등으로 밝혀지는 표면과 같은 일반적인 지형 특성을 포함하여야 한다.	X	X	X	X	
6.o.	**【황혼(또는 여명) 시각장면】** – 훈련, 시험 또는 검증활동에 사용될 때 시뮬레이터는 공항, 지형 및 공항 주변의 주요 랜드마크를 인지하는 데 충분한 장면 콘텐츠를 황혼(여명) 시각장면으로 제공하여야 한다. – 해당 장면 콘텐츠는 조종사가 성공적으로 육안 착륙을 할 수 있도록 허용되어야 한다. – 황혼(여명) 장면은 최소한 시각적 접근, 착륙 및 공항 이동(taxi)을 하기 위하여 도로망, 램프 등화 및 공항 표지판과 같은 자체 조명이 있는 물체를 포함하는			X	X	

비행기 모의비행장치 최소요건						정보
번호	일반 모의비행장치 요건	모의비행장치 등급				비고
		A	B	C	D	
	적절한 문자적 신호가 있는 충분한 표면, 감소된 주변 명암에 따른 완전한 색상 등을 재현여야 한다. – 장면에는 지평선과 들판, 도로 및 수면 그리고 비행기 착륙등으로 밝혀지는 표면과 같은 일반적인 지형 특성을 포함하여야 한다. – 제공되는 경우, 지향성의 시야(Horizon), 등(Lighting)은 방향이 올바르고 표면 음영효과와 일치하여야 한다. – 모든 야간 또는 황혼(여명) 장면의 컨텐츠는 동시에 움직이는 물체 16개를 표시하는 상태에서, 1만 개의 가시적 질감 표면과 1만 5천 개의 가시적 조명을 생성하여 세부적으로 비교될 수 있어야 한다. – 적합성확인서(SOC)가 요구된다.					
6.p.	**【주간 시각장면】** – 시뮬레이터는 해당 공항, 지형 및 공항 주변의 주요 주요 랜드마크를 인지하는데 충분한 장면 콘텐츠를 주간 시각장면으로 제공하여야 한다. – 해당 장면 콘텐츠는 조종사가 성공적으로 육안 착륙을 할 수 있도록 허용되어야 한다. – 주변 등화시설로 인해 표시된 시각장면이 보이지 않는 현상이 없어야 한다. – 모든 주간 장면의 컨텐츠는 동시에 움직이는 물체 16개를 표시하는 상태에서, 1만 개의 가시적 질감 표면과 6천 개의 가시적 조명을 생성하고 세부적으로 비교할 수 있어야 한다. – 시각 디스플레이는 시뮬레이터 운용 중에 분명하고 산만한 화면끊김(양자화, Quantization)이나 기타 산만한 시각효과가 없어야 한다. – 적합성확인서(SOC)가 요구된다.			X	X	
6.q.	– 조종사가 착륙 중 착각을 유발하는 상황을 묘사하는 운항 중의 시각장면을 제공하여야 한다.			X	X	– 예) 짧은 활주로, 수면위 착륙 접근, 오르막 또는 내리막 활주로, 접근 경로의 상승 지형, 독특한 지형 특성

비행기 모의비행장치 최소요건						정보
번호	일반 모의비행장치 요건	모의비행장치 등급				비고
		A	B	C	D	
6.r.	– 시뮬레이터는 이륙, 접근 및 착륙하는 동안 뇌우 주변의 약한, 중간, 강한 강수량의 특별한 날씨 등을 재현하여야 한다. – 공항 표면 위 2,000ft(610m) 이하의 고도 및 공항에서 10miles(16km) 이내 상황으로 재현하여야 한다.			X	X	
6.s.	– 젖은 상태에서의 활주로 조명 반사, 강설 시 부분적으로 가려진 조명 또는 젖어 있거나 눈으로 덮힌 활주로에 대한 시각장면을 재현하여야 한다.			X	X	
6.t.	– 모든 공항 등화시설의 사실 그대로의 색상과 방향성을 재현하여야 한다.			X	X	
6.u.	– 시각 시스템을 통해 다음의 날씨 효과들이 재현되어야 하고, 교관의 제어장치가 있어야 한다. (1) 운저, 운고, 운량 및 스커드 효과가 조절되는 다층구조 구름 (2) 스톰셀 활성화 및 비활성화 (3) 안개 및 부분안개 효과를 포함하는 시정(Visibility) 및 활주로 가시거리(RVR) (4) 비행기 외부등화에 미치는 영향 (5) 공항 등화에 따른 효과(조도변수 및 안개효과 포함) (6) 지표면 오염물질(바람 효과 포함) (7) 다양한 강수 영향(비, 우박, 눈) (8) 구름 속에서 속도 효과 (9) 구름 진입 및 이탈에 따른 점진적 시정 변화			X	X	– 스커드 효과(Scud effect, 조각구름 효과)는 정의된 구름층 아래에서 낮고, 흩어져 있는 불규칙한 구름을 의미한다. – 대기 모델은 강화된 비정상자세회복훈련(UPRT)이 요구될 경우, 항적 난기류(wake turbulence) 및 산악파(mountain waves) 등의 영향을 재현하여야 한다. – 산악파 모델은 산악파와 로터 조건(Rotor conditions) 하에서 조우할 수 있는 대기 상승, 하강, 회전율(Roll rates)을 재현하여야 한다.
6.v.	– 다음의 시각효과를 제공하여야 한다. (1) 등화 기둥(Light poles) (2) 적절한 경우 도드라진 외곽등화 (Raised Edge light) (3) 실제 등화시설이 시야에 들어오기 전, 저시정 상태에서 접근 등화시설과 연관된 불빛			X	X	– 등화 기둥 및 도드라진 외곽등화의 시각 효과는 이륙, 착륙 및 지상활주 훈련요목 중 추가적인 깊이 인식을 제공하는 것을 목적으로 한다. – 실제 기둥이나 받침대의 3차원 모델링은 요구되지 않는다.
7. 음향시스템(Sound System)						
7.a.	– 시뮬레이터는 비행기에서 일어나는 조종사 조작의 결과로 생기는 조종실 소음을 재현하여야 한다.	X	X	X	X	
7.b.	– 음량제어 장치에는 모든 인증 요건을 충족하도록 음량 수준 설정을 나타내는 표시가 있어야 한다.	X	X	X	X	– D등급 시뮬레이터의 경우, 교관석에서 쉽게 이용할 수 있어야 한다.

비행기 모의비행장치 최소요건						정보
번호	일반 모의비행장치 요건	모의비행장치 등급				비고
		A	B	C	D	
						- D등급 외의 경우, 해당 모의비행장치의 지정검사 시 평가된 대로 음량 수준 설정을 나타내는 표시가 있어야 한다.
7.c.	- 시뮬레이터는 정상, 비정상 운항 시 조종사가 인지할 수 있는 강수, 윈드실드 와이퍼 및 기타 상당한 비행기 소음의 음향 및 추락(시뮬레이터가 비정상자세 또는 구조적으로 기어의 한계를 초과하여 착륙하였을 때) 음향, 정상적인 엔진 및 역추력 음향 및 플랩, 기어 및 스포일러를 내리고 올리는 음향을 정확하게 재현하여야 한다. - 음향은 지향성으로 재현되어야 한다. - 적합성확인서(SOC)가 요구된다.			X	X	- 완전 실속 훈련용으로 인증을 받은 시뮬레이터의 경우, 실속 버펫과 관련된 음향은 비행기에서 복제되어야 한다.
7.d.	- 시뮬레이터는 조종실 소음, 음향의 실제 진폭과 주파수를 재현하여야 한다. - 시뮬레이터 성능은 비행기에서 녹음된 동일한 음향의 진폭 및 주파수와 비교하여 기록되어 QTG의 일부로 구성되어야 한다.				X	

2. 등급별 구현 과제(Tasks versus Simulator Level)

QPS requirements						정보
번호	세부 요건 등급별 최소 요건	등급				참고사항
		A	B	C	D	
1. 비행 전 절차 (Preflight Procedures)						
1.a.	비행 전 검사(조종석만 해당) Preflight Inspection (flight deck only)	X	X	X	X	
1.b.	엔진 시동 Engine Start	X	X	X	X	
1.c.	지상 활주 Taxiing		R	X	X	
1.d.	이륙 전 점검 Pre-takeoff Checks	X	X	X	X	
2. 이륙 및 출발 단계 (Takeoff and Departure Phase)						
2.a.	정상 및 측풍 이륙 Normal and Crosswind Takeoff		R	X	X	
2.b.	계기 이륙 Instrument Takeoff	X	X	X	X	
2.c.	이륙 중 엔진 결함 Engine Failure During Takeoff	A	X	X	X	
2.d.	이륙 중단	X	X	X	X	

QPS requirements						정보
번호	세부 요건 등급별 최소 요건	등급				참고사항
		A	B	C	D	
	Rejected Takeoff					
2.e.	출발 절차 Departure Procedure	X	X	X	X	
3. 비행 중 기동 (Inflight Maneuvers)						
3.a.	급 선회 Steep Turns	X	X	X	X	
3.b.	고 받음각 기동 High Angle of Attack Maneuvers					
3.b.1	실속으로 접근 Approaches to Stall	X	X	X	X	- 실속 경고 시스템의 작동 조건보다 더 큰 받음각에서의 실속 기동 - 완전 실속 훈련을 수행하도록 인가받은 FSTD에만 요구된다.
3.b.2	완전 실속 Full Stall			X	X	
3.c.	엔진결함 - 다발 엔진 비행기 Engine Failure - Multi-engine Airplane	X	X	X	X	
3.d.	엔진결함 - 단발 엔진 비행기 Engine Failure - Single-Engine Airplane	X	X	X	X	
3.e.	국토부 인가 비행훈련프로그램에 접목된 특정 비행 특성 Specific Flight Characteristics incorporated into the user's MOLIT approved flight training program	A	A	A	A	
3.f.	비정상 자세에서의 회복 Recovery From Unusual Attitudes	X	X	X	X	- 해당 시뮬레이션 검증 데이터에 의해 지원되는 정상 비행 포위선도 내에서 수행한다.
3.g.	비정상자세회복 훈련(UPRT)			X	X	- FSTD의 승인 포위선도 내에서의 비정상자세회복 훈련 기동은 25도 이상의 상승 자세, 10도 이상의 하강 자세 및 45도 이상의 경사각 조건에서 수행한다.
4. 계기비행절차 (Instrument Procedures)						
4.a.	표준입항절차/비행관리시스템 입항절차 Standard Terminal Arrival /Flight Management System Arrivals Procedures	X	X	X	X	
4.b.	공중대기 Holding	X	X	X	X	
4.c.	정밀계기 Precision Instrument					
4.c.1.	모든 엔진 가동 All engines operating	X	X	X	X	- 예) Autopilot, Manual(Flt.Dir. Assisted), Manual(Raw Data)
4.c.2.	1개 엔진 부작동 One engine inoperative	X	X	X	X	- 예) Manual(Flt. Dir. Assisted), Manual (Raw Data).
4.d.	비정밀 계기 접근 Non-precision Instrument Approach	X	X	X	X	- 예) NDB, VOR, VOR/DME, VOR/TAC, RNAV, LOC, LOC/BC, ADF, and SDF.
4.e.	선회접근 Circling Approach	X	X	X	X	- Specific authorization required.
4.f.	실패접근 Missed Approach					
4.f.1.	정상 Normal	X	X	X	X	
4.f.2.	1개 엔진 부작동	X	X	X	X	

QPS requirements						정보
번호	세부 요건 등급별 최소 요건	등급				참고사항
		A	B	C	D	
	One engine inoperative					
5. 착륙 및 착륙 접근 (Landings and Approaches to Landings)						
5.a.	정상·측풍 접근 및 착륙 Normal and Crosswind Approaches and Landings		R	X	X	
5.b.	정밀/비정밀 접근에 이은 착륙 Landing From a Precision / Non-Precision Approach		R	X	X	
5.c.	엔진결함이 있는 상태에서의 접근 및 착륙 - 다발 엔진 비행기 Approach and Landing with (Simulated) Engine Failure - Multiengine Airplane		R	X	X	
5.d.	선회접근 착륙 Landing From Circling Approach		R	X	X	
5.e.	착륙 중단 Rejected Landing	X	X	X	X	
5.f.	플랩이 없거나 비정상 플랩작동 접근 착륙 Landing From a No Flap or a Nonstandard Flap Configuration Approach		R	X	X	
6. 정상 및 비정상 절차 (Normal and Abnormal Procedures)						
6.a.	엔진(중지 및 재시동 포함) Engine(including shutdown and restart)	X	X	X	X	
6.b.	연료 계통 Fuel System	X	X	X	X	
6.c.	전기 계통 Electrical System	X	X	X	X	
6.d.	유압 계통 Hydraulic System	X	X	X	X	
6.e.	환경 및 여압 계통 Environmental and Pressurization Systems	X	X	X	X	
6.f.	화재탐지 및 소화 계통 Fire Detection and Extinguisher Systems	X	X	X	X	
6.g.	항법 및 전자 계통 Navigation and Avionics Systems	X	X	X	X	
6.h.	자동비행조종계통, 전자비행계기 및 연관 보조계통 Automatic Flight Control System, Electronic Flight Instrument System, and Related Subsystems	X	X	X	X	
6.i.	비행조종계통 Flight Control Systems	X	X	X	X	
6.j.	제·방빙 계통 Anti-ice and Deice Systems	X	X	X	X	
6.k.	항공기 및 개인 비상구명 장비 Aircraft and Personal Emergency Equipment	X	X	X	X	
7. 비상 절차 (Emergency Procedure)						
7.a.	비상 강하(최대 강하율) Emergency Descent(Max. Rate)	X	X	X	X	
7.b.	비행중 화재 및 연기 제거	X	X	X	X	

QPS requirements						정보
번호	세부 요건 등급별 최소 요건	등급				참고사항
		A	B	C	D	
	Inflight Fire and Smoke Removal					
7.c.	급속 감압 Rapid Decompression	X	X	X	X	
7.d.	비상 탈출 Emergency Evacuation	X	X	X	X	
8. 비행 후 절차 (Postflight Procedures)						
8.a.	착륙 후 절차 After-Landing Procedures	X	X	X	X	
8.b.	주기 및 보안 Parking and Securing	X	X	X	X	

"A" - 대상 항공기 계통 및 제어장치가 FSTD에 모의되고 적절한 작동여부가 검사될 수 있는 계통, 요목 또는 절차를 나타낸다.

"R" - 시뮬레이터가 지속적인 자격 훈련을 위하여 이 요목에 대하여 검증받을 수 있으나, 의무항목은 아님을 나타낸다.

"X" - 시뮬레이터가 이 검증 등급에 대한 해당 요목을 수행할 수 있어야 함을 나타낸다.

3. 교관석에서의 시스템 제어 기능(Simulator System Tasks)

QPS requirements						정보
번호	세부 요건 등급별 최소 요건	등급				참고사항
		A	B	C	D	
1. 교관석(IOS) 요건 (Instructor Operating Station, as appropriate)						
1.a.	전원 스위치 Power Switch	X	X	X	X	
1.b.	비행기 상태 Airplane condition	X	X	X	X	예) 중량, 무게중심, 연료량 및 계통
1.c.	공항/활주로 Airports/Runway	X	X	X	X	예) Selection, Surface, Presets, Lighting controls
1.d.	환경 제어 Environmental Controls	X	X	X	X	예) Clouds, Visibility, RVR, Temp, Wind, Ice, Snow, Rain, Windshear
1.e.	비행기 시스템 오작동(입력/삭제) Airplane system malfunctions(Insertion/deletion)	X	X	X	X	
1.f.	잠금, 제동 및 재위치 Locks, Freezes, Repositioning	X	X	X	X	
2. 음향제어 (Sound Controls)						
2.a.	켬/끔/조정 On/Off/Adjustment	X	X	X	X	
3. 모션/하중 제어시스템 (Motion/Control Landing System)						
3.a.	켬/끔/비상 멈춤 On/Off/Emergency stop	X	X	X	X	

QPS requirements						정보
번호	세부 요건 등급별 최소 요건	등급				참고사항
		A	B	C	D	
4. 참관자 좌석/운영석 (Observer Seats/Stations)						
4.a.	좌석/조정/긍정적 통제 체계 Position / Adjustment / Positive restrain t system	X	X	X	X	

[별표 3]

비행기 - 모의비행장치 인증성능기준(정량적 기준)
(Airplane - Full Flight Simulator QPS – Objective Tests)

1. 개 요

가. 이 별표의 목적상 [표 3-1]의 비행 조건 열에 명시된 비행 조건은 다음과 같이 정의한다.

(1) 지상(Ground)
(2) 이륙(Take-off)
(3) 상승 첫 단계(First segment climb) - 일반적으로 50ft AGL 이하
(4) 상승 두 번째 단계(Second segment climb) - 일반적으로 50ft ~ 400ft AGL
(5) 상승 완료(Clean)
(6) 순항(Cruise) - 순항 고도·속도에서 균형이 잡힌 상태
(7) 접근(Approach)
(8) 착륙(Landing) - 승인된 착륙 위치에서 기어/플랩/슬랫 하강

나. 모의비행장치의 출력 자료 상에 바람과 관련된 사항이 있는 경우 해당 점검에 사용되는 활주로와 연계되어야 한다.

2. 점검 항목 및 중점사항

가. 모의비행장치의 성능 및 조작 특성 검증을 위해 사용되는 자료는 항공기 제작사의 비행점검 데이터와 형식 인증을 발급받은 이후 조성된 모든 관련 자료, 모의비행장치 기술 설계 자료, 운항매뉴얼 등이 포함되어야 하며, 이는 조종사의 훈련, 평가, 비행경험 축적 등을 위한 모의비행장치에 동일하게 적용되었는지 확인하는 것을 목적으로 한다.

나. 모의비행장치 운영자는 모의비행장치 성능을 실제 비행 환경 및 비행기의 형상 변화를 정확하게 비교·검증할 수 있도록 검사관에게 충분한 자료를 제공하여야 하며, 검사관은 비교에 사용되는 수치 단위가 동일한지 확인하여야 한다.

다. 모의비행장치 운영자는 모의비행장치가 점검하는 시점에만 정확하게 작동하도록 구현하여서는 안 되며, 일반적인 정상 운항 상황에서의 비행기 성능 및 조작 특성을 재현할 수 있도록 관리하여야 한다.

라. 모의비행장치 운영자는 검사관에게 지정검사교범(QTG)를 제공하여야 하며, 해당 QTG에는 모의비행장치의 구성과 각 항목에 대한 점검 기준·절차에 대하여 명확하게 기술되어 있어야 한다.

마. 모의비행장치 운영자는 비행기 제작사의 규정사항을 충족한다는 자료를 검사관에

게 제공하여야 한다.

바. 검사관은 컴퓨터 제어 방식의 시뮬레이터 또는 고도로 증강된 시뮬레이터의 경우 정상 및 비정상 제어상태에 대한 시험비행 데이터를 확인하여야 한다.

사. 검사관은 조종간의 조작 특성에 대한 시험 시 증강 장치의 유효성 검증을 충분히 하여야 한다.

아. 검사관이 모의비행장치 화면 사진(Snapshot)을 확인하려는 경우, 모의비행장치 운영자는 모의비행장치의 연속성이 보증된 조건에서 도출한 것임을 제시하여야 한다.

자. 모의비행장치 점검에 필요한 항목 등은 아래 표와(이하 “점검표”라 한다) 같으며, 검사관은 각 항목마다 점검 결과를 확인 및 기록하여야 한다. 이 경우 점검관은 점검 결과 기록지에 주어진 허용 오차와 단위를 병기하여야 하며, 두 개의 허용 오차 값이 있는 경우, 특별히 규정하는 경우를 제외하고는 더 큰 값을 적용하여야 한다.

차. 모의비행훈련장치 지정기준 및 검사요령 개정 전 납품 및 개발된 모의비행훈련장치의 경우 추가된 객관적 시험 항목에 대한 비행시험 데이터 획득이 어려울 시 검사관과 협의하여 검증 항목 제외 또는 대체 검증 방안을 협의하여 결정할 수 있다.

[표 3-1] 모의비행장치 객관적 시험 점검표

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
1. 성능 (Performance)									
1.a.	지상활주(Taxi)								
1.a.1.	최소선회반경	– 비행기 선회반경의 ±0.9m(3ft) 또는 ±20%	지상	– 주/노즈 기어 및 주요 엔진 파라미터를 모두 표시하여야 한다. – 최소선회반경을 이루기 위하여 비대칭 추력 또는 제동을 요구하는 비행기를 제외하고, 제동 미사용 및 안정적인 선회를 유지하는데 필요한 최소 추력의 상태에서의 데이터를 사용한다.		X	X	X	
1.a.2.	선회율 vs. 노즈 조향각	– 선회율의 ±10% 또는 ±2°/s	지상	– 최소 2개의 속도, 일반적인 지상활주 속도에서 최소선회반경 속도보다 큰 것과 최소 5kt로 확산하는 속도에 대하여 기록하여야 한다.		X	X	X	
1.b.	이륙(Takeoff)			*– 주: 모든 비행기 제작사에서 일반적으로 사용되는 인증 이륙 플랩 설정은 최소 이륙 속도(1.b.3), 정상 이륙(1.b.4), 임계 엔진 고장 시 이륙(1.b.5) 또는 측풍 이륙(1.b.6) 중에서 최소 1회는 입증되어야 한다.*					
1.b.1.	지상 가속시간과 거리	– 시간의 ±1.5s or ±5%, 그리고 거리의 ±61m(200ft) or ±5%	이륙	– 가속시간과 거리는 브레이크 해제에서부터 V_r까지의 총 시간의 최소 80%가 기록되어야 한다. – 예비 항공기 인증 데이터가 사용될 수 있다.	X	X	X	X	– 정상 이륙(1.b.4), 또는 이륙 중단(1.b.7)이 결합될 수 있다. – 표시된 데이터는 각 기동의 부분에 대하여 적절한 척도를 사용하여 시현되어야 한다.
1.b.2.	– 지상 조종 특성을 입증하기	– 최대 비행기의 횡적 이탈 지시가 약	이륙	– 엔진 고장 속도는 비행기 엔진 고장 속도의 ±1kt 이내이어야 한다. 엔진 추력 감쇠는	X	X	X	X	– V_{mcg} 시험을 할 수 없는 경우 인정할 수 있는

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
	위하여 적용되는 감항요건 또는 대체 엔진 부작동 시험에 따라 공기역학적 제어장치만 사용하는 지상 최소조종속도 (V_{mcg})	±25%에 도달 또는 ±1.5m(5ft) – 가역 비행조종 시스템이 있는 비행기의 경우 ±2.2daN(5lbf) 또는 방향타 페달 힘의 ±10%		시험대상 FSTD에 해당하는 엔진에 대한 수학적 모델에 의한 것이어야 한다. – 모방된 엔진이 비행기 제작사의 비행시험 엔진과 동일하지 않은 경우, 구동 파라미터로 비행시험 데이터에 따른 추력을 사용하는 동일한 초기 조건으로 추가 시험이 이뤄질 수 있다.					대안은 V_1 및 V_1−10kt 사이의 속도에서 아이들 속도까지 비행시험 중 급격한 엔진 감속을 하는 것이며, 공기역학적 제어장치만을 사용하여 기수를 조종하고, 지상의 주기어의 회수가 이뤄지는 것이다. – 공기역학적 제어만을 확인하기 위하여 노즈휠 조향은 사용될 수 없거나 노즈휠이 지상에서 살짝 들린 상태에서 고정되어야 한다.
1.b.3.	– 초기 회전 이륙 특성을 입증하기 위한 최소이륙속도 (V_{mu}) 또는 동등한 시험	– 대기속도 : ±3kt – 피치각 : ±1.5°	이륙	– 회전이 시작되기 전 10knots에서부터 주 기어가 들린 후 최소 5초까지 시간 이력 데이터를 기록하여야 한다.	X	X	X	X	– V_{mu}는 마지막 주 랜딩기어가 지상을 떠나는 최소 속도로 정의된다. – 주 랜딩기어 스트럿 압축 또는 동등한 공중/지상 신호가 기록되어야 한다. – V_{mu} 시험을 할 수 없으면 대체 수용가능한 비행 시험은 주 기어가 들리거나 초기 회전 이륙을 통해 지속적인 고

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
									고도 운항이다. – 이들 대체 방안 중 하나가 선정되면, 후방 동체 접촉/Tail Strike 보호 기능이 비행기에 있는 활성화되어야 한다.
1.b.4.	정상 이륙	– 대기속도: ±3kt – 피치각: ±1.5° – 받음각: ±1.5° – 높이: ±6m(20ft) – 가역 비행조종 시스템이 있는 비행기의 경우: 조종간 힘의 ±2.2daN(5lbf) 또는 ±10%	이륙	– 중간 무게중심 위치에서 거의 최대 인증이륙중량과 후방 무게중심 위치에서 가벼운 이륙중량 상태에서의 데이터를 사용한다. – 비행기가 하나 이상의 인증 최대이륙 형상이 있는 경우 각각의 중량에 대하여 다른 형상이 사용되어야 한다. 브레이크 해제시부터 최소 61m(200ft) AGL까지의 이륙 프로파일을 기록하여야 한다.	X	X	X	X	– 시험은 지상 가속시간과 거리(1.b.1)에 대하여 사용될 수 있다. – 표시된 데이터는 각 기동의 부분에 대하여 적절한 척도를 사용하여 시현되어야 한다.
1.b.5.	이륙 중 임계엔진 고장	– 대기속도: ±3kt – 피치각: ±1.5° – 받음각: ±1.5° – 높이: ±6m(20ft) – 롤각: ±2° – 사이드슬립각: ±2° – 기수각: ±3° – 가역 비행조종 시스템이 있는 비행기의 경우: 조종간 힘의 ±2.2daN(5lbf) 또는 ±10%, 휠	이륙	– 이륙 프로파일을 최소 61m(200ft) AGL까지 기록하여야 한다. – 엔진 고장 속도는 비행기 데이터의 ±3kt 이내이어야 한다. – 거의 최대 이륙중량에서 시험하여야 한다.	X	X	X	X	– 단발엔진 적용 예외

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		힘의 ±1.3daN(3lbf) 또는 ±10%, 러더 페달 힘의 ±2.2daN(5lbf) 또는 ±10%							
1.b.6.	측풍 이륙	– 대기속도: ±3kt – 피치각: ±1.5° – 받음각: ±1.5° – 높이: ±6m(20ft) – 롤각: ±2° – 사이드슬립각: ±2° – 기수각: ±3° – 러더/페달 및 기수각에 대하여 40kt 이하의 지상속도에서 추세를 수정하여야 한다. – 가역 비행조종 시스템이 있는 비행기의 경우: 조종간 힘의 ±2.2daN(5lbf) 또는 ±10%, 휠 힘의 ±1.3daN(3lbf) 또는±10%, 러더페달 힘의 ±2.2daN(5lbf)	이륙	– 브레이크 해제시부터 최소 61m(200ft) AGL까지의 이륙 프로파일을 기록하여야 한다. – 이 시험은 활주로 상공 10m(33ft)에서 측정된 비행기 성능 데이터 값의 최소 60%의 측풍 구성요소에 대한 바람 프로파일을 포함하는 시험데이터가 요구된다. – 바람 구성요소는 활주로에 관한 맞바람과 측풍으로 제공되어야 한다.	X	X	X	X	– 최대 측풍 또는 최대로 입증된 측풍을 알 수 없는 경우 검사관에게 보고하여야 한다.

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		또는 ±10%							
1.b.7.	이륙중단	– 시간의 ±5% 또는 ±1.5s, 거리의 ±7.5% 또는 ±76m(250ft)	이륙	– 최대 이륙중량에 가까운 상태에서 기록하여야 한다. – 중단 속도는 V_1의 최소 80%이어야 한다. – 최대 제동력, 자동 또는 수동 최대 제동을 시연할 수 없는 경우, 대안으로 가능한 경우 약 80%의 제동과 최대 리버스를 사용하야 시험한다. – 시간과 거리는 브레이크 해제시부터 완전히 정지할 때까지 기록되어야 한다.	X	X	X	X	– 자동 제동은 가능한 경우 사용될 수 있다.
1.b.8.	이륙 후 동적 엔진 고장	– 동체 각속도의 ±2°/s 또는 ±20	이륙	– 엔진 고장 속도는 비행기 데이터의 ±3kt 이내 이어야 한다. – 엔진 고장은 아이들까지 급격한 감속일 수 있다. – 엔진 고장전 5초부터 +5초 또는 30° 롤각 중 먼저 발생하는 시점까지 Hands-off를 기록하여야 한다. – CCA : 정상 및 비정상 조종상태에서 시험하여야 한다.			X	X	– 안전을 고려하여 비행기 비행 시험은 안전한 고도에서 지면효과에서 벗어나 수행될 수 있지만 정확한 비행기 형상과 대기속도에서 수행되어야 한다.
1.c.	상승(Climb)								
1.c.1.	정상 상승, 모든 엔진 작동	– 대기속도: ±3kt – 상승률의 ±0.5m/s (100ft/min) 또는 ±5%	상승	– 비행시험 데이터가 선호되지만, 비행기 성능 교범데이터는 인정할 수 있는 대안이다. – 공칭 상승 속도 및 중간 초기 상승고도에서	X	X	X	X	

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
				기록하여야 한다. FSTD 성능은 최소 300m(1,000ft) 간격으로 기록되어야 한다.					
1.c.2.	하나의 엔진 부작동 상태로 2단계 구간 상승	– 대기속도: ±3kt – 상승률의 ±0.5m/s (100ft/min) 또는 ±5% 이지만 비행기 성능 데이터 요건 이상	2단계 구간 상승	– 비행시험 데이터가 선호되지만, 비행기 성능 교범데이터는 인정할 수 있는 대안이다. – 공칭 상승 속도에서 기록하여야 한다. – FSTD 성능은 최소 300m(1,000ft) 간격으로 기록되어야 한다. – WAT(무게, 고도 또는 온도) 제한조건에서 시험하여야 한다.	X	X	X	X	– 단발엔진 적용 예외
1.c.3.	하나의 엔진 부작동인 상태로 항로 상승	– ±10% 시간, ±10% 거리, ±10% 연료 사용	상승	– 비행시험 데이터 또는 비행기 성능 교범 데이터가 사용될 수 있다. – 최소 1,550m(5,000ft) 단계에서 시험하여야 한다.			X	X	– 단발엔진 적용 예외
1.c.4.	– 이 단계의 비행에 대하여 비행기 성능 데이터가 제공되는 경우, 결빙 인증을 받은 비행기에 대하여 하나의 엔진 부작동상태에서의 접근 상승	– 대기속도: ±3kt – ±0.5m/s(100ft/min) 또는 ±5% 상승률 이지만, 비행기 성능 데이터 이상	접근	– 비행시험 데이터 또는 비행기 성능 교범 데이터가 사용될 수 있다. – FSTD 성능은 최소 300m(1,000ft) 간격으로 기록되어야 한다. – 결빙 조건에서 접근할 수 있는 최대 인증 착륙 중량에 가깝게 시험하여야 한다.	X	X	X	X	– 비행기는 모든 방빙 및 제빙시스템이 정상적으로 작동되고, 기어 올림 및 복행 플랩을 한 형상이어야 한다. – 결빙조건에서의 접근에 대하여 비행기 성능 데이터에 따른 모든 결빙인가 고려사항이 적용되어야 한다. – 단발엔진 적용 예외

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
1.d.	순항/강하(Cruise/Descent)								
1.d.1.	수평가속비행	– 시간: ±5%	순항	– 정격 최대연속추력 또는 이와 동등한 추력을 사용하여 최소 50kt의 대기속도만큼 증가시키는데 필요한 시간을 측정한다. – 운항 속도범위가 작은 비행기의 경우 속도 변화가 운항 속도 변화의 80%까지 감소될 수 있다.	X	X	X	X	
1.d.2.	수평감속비행	– 시간: ±5%	순항	– 아이들(Idle) 동력을 사용하여 최소 50kt의 대기속도만큼 감속하는데 필요한 시간을 측정한다. – 운항 속도범위가 작은 비행기의 경우 속도 변화가 운항 속도 변화의 80%까지 감소될 수 있다.	X	X	X	X	
1.d.3.	순항 성능	– 토크: ±.05EPR 또는 ±3% N1 또는 ±5% – 연료유량: ±5%	순항	– 시험은 순간적인 연료유량을 보여주는 하나의 스냅샷 또는 안정된 비행에서 최소 3분 동안 연속되는 2개의 스냅샷으로 한다.			X	X	
1.d.4.	아이들 강하 (Idle descent)	– 대기속도: ±3kt – 강하율: ±1.0m/s (200ft/min) 또는 ±5%	강하	– 아이들 동력은 중간 고도에서 정상 강하 속도에서 안정되게 강하한다. – FSTD 성능은 최소 300m(1,000ft) 간격으로 기록되어야 한다.	X	X	X	X	
1.d.5.	비상 강하	– 대기속도: ±5kt – 강하율: ±1.5m/s (300ft/min) 또는 ±5%	비행기 성능데이터에 따른다.	– FSTD 성능은 최소 900m(3,000ft) 간격으로 기록되어야 한다.	X	X	X	X	– 적용 가능할 경우, 중간 고도 및 V_{mo} 근처 또는 비상강하 절차에 따라 속도 브레이크를 연장 작동하는 안정된 강하

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
1.e.	정지(Stopping)								
1.e.1.	– 감속 시간 및 거리, 수동 휠 브레이크, 마른 활주로, 역추력장치 없음	– 시간: ±1.5s 또는 ±5% – 1,220m(4,000ft)의 거리까지의 경우, ±61m(200ft) 또는 거리의 ±10% 중 작은 쪽 – 1,220m(4,000ft)를 초과하는 거리의 경우, 거리의 ±5%	착륙	– 시간 및 거리는 접지부터 완전히 정지할 때까지 총 시간의 최소 80%에 대하여 기록되어야 한다. – 적용되는 경우 지상 스포일러의 위치 및 브레이크 계통 압력이 표시되어야 한다. – 중간 및 거의 최대 인증 착륙 중량에 대하여 필요한 데이터 – 엔지니어링 데이터는 중간 질량 조건에 대하여 사용될 수 있다.	X	X	X	X	
1.e.2.	– 감속 시간 및 거리, 역추력 장치, 휠 브레이크 없음, 마른 활주로	– 시간: ±1.5s 또는 ±5% – 거리: ±61m(200ft) 또는 거리의 ±10% 중 작은 거리	착륙	– 시간과 거리는 역추력 장치의 작동 시작부터 최대 역추력장치의 최소 작동속도까지의 총 시간의 최소 80%가 기록되어야 한다. – 적용가능한 경우 지상 스포일러의 위치가 표시되어야 한다. – 중간 및 거의 최대 인증착륙중량에 대하여 필요한 데이터 – 엔지니어링 데이터는 중간 중량 조건에 대하여 사용될 수 있다.	X	X	X	X	
1.e.3.	– 정지 거리, 휠 브레이크, 젖은 활주로	– 거리: ±61m(200ft) 또는 ±10%	착륙	– 가능한 경우, 비행시험 또는 제작사의 성능 교범 데이터 중의 하나가 사용되어야 한다. – 마른 활주로에서의 비행시험 정지거리 및 오염된 활주로에서의 제동계수의 효과에			X	X	

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
				기초한 엔지니어링 데이터로 대체할 수 있다.					
1.e.4.	– 정지 거리, 휠 브레이크, 얼음이 덮힌 활주로	– 거리: ±61m(200ft) 또는 ±10%	착륙	– 가능한 경우, 비행시험 또는 제작사의 성능 교범 데이터 중의 하나가 사용되어야 한다. – 마른 활주로에서의 비행시험 정지거리 및 오염된 활주로에서의 제동계수의 효과에 기초한 엔지니어링 데이터로 대체할 수 있다.			X	X	
1.f.	엔진								
1.f.1.	가속	– ±10%Ti or ±0.25s – ±10%Tt or ±0.25s	접근 또는 착륙	– 총 응답은 아이들 동력에서 복행 동력까지 임계 엔진 파라미터의 점진적인 변화로 한다.	X	X	X	X	
1.f.2.	감속	– ±10%Ti or ±0.25s – ±10%Tt or ±0.25s	지상	– 총 응답은 최대이륙 동력에서 아이들 동력까지 임계 엔진 파라미터의 점진적인 변화로 한다.	X	X	X	X	
2. 취급 품질 (Handling Qualities.)									
2.a.	정적 조종 시험 (Static Control Tests.)								
	– 주 1 : FSTD에서 비행기 하드웨어의 사용만으로 힘이 발생된다면 위치 vs. 힘의 시험은 적용할 수 없다. – 주 2 : 피치, 롤 및 요 조종장치 위치 vs. 힘 또는 시간은 조종간에서 측정되어야 한다. 비행 조종장치의 외부 시험 장비에 의한 대체 방안은 FSTD에 기록 및 측정 계측기를 내장하는 것이다. 이 계측기로 부터의 힘과 위치 데이터는 직접 기록될 수 있어야 하고 비행기 데이터와 일치시킬 수 있어야 한다. 제공된 계측기 정적 조종 시험을 수행하는 동안 외부 측정 장비 또는 이와 동등한 수단을 사용하여 검증되었고, 만족스러운 비교의 증거가 MQTG에 포함되어 있으며, 계측기는 모든 필요한 조종 시험의 측정을 위하여 초기 및 반복적인 평가 모두에 사용될 수 있어야 한다. 조종력 재현 시스템에 대하여 대개조 및/또는 대수리가 이뤄진 경우 외부 측정장치를 사용한 계측기의 검증은 반복적으로 수행되어야 한다. 이러한 영구적인 설치는 외부 기기의 설치에 낭비되는 시간 없이 사용될 수 있다. 정적 및 동적 비행조종 시험은 해당하는 경우 유효성 데이터와 같은 조종감 또는 충격 압력(동압)에서 수행되어야 한다. – 주 3 : 부조종사 제어장치의 FSTD 정적 조종시험은 두 제어장치가 FSTD에서 기계적으로 상호 연결되지 않은 경우에만 요구된다. – 단일 데이터 셋트가 양쪽 모두에 사용되는 경우 데이터 제공자의 설명이 필요한다. 제어장치가 FSTD에서 기계적으로 상호 연결된 경우 단일 시험 셋트로 충분하다.								

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
2.a.1.a.	피치 컨트롤러 위치 vs. 힘 그리고 표면 위치 조정	– ±0.9daN(2lbf) breakout – ±2.2daN(5lbf) or ±10% of force – ±2° elevator angle.	지상	– 정지할 때까지 끊김없는 조종간 이동에 대한 결과를 기록하여야 한다.	X	X	X	X	– 시험 결과는 종방향 정적 안정성, 실속 등과 같이 시험에 의한 비행 중의 데이터로 검증되어야 한다.
2.a.1.b.	보류(Reserved)								
2.a.2.a.	롤 컨트롤러 위치 vs. 힘 그리고 표면 위치 조정	– ±0.9daN(2lbf) breakout – 힘: ±1.3daN(3lbf) 또는 ±10% – 에일러론 각: ±2° – 스포일러 각: ±3°	지상	– 정지할 때까지 끊김없는 조종간 이동에 대한 결과를 기록하여야 한다.	X	X	X	X	– 시험 결과는 엔진 아웃 트림, 일정한 상태의 사이드슬립 등과 같이 시험에 의한 비행 중의 데이터로 검증되어야 한다.
2.a.2.b.	보류(Reserved)								
2.a.3.a.	러더 페달 위치 vs. 힘 및 표면 위치 조정	– ±2.2daN(5lbf) breakout – 힘: ±2.2daN(5lbf) 또는 ±10% – 러더 각: ±2°	지상	– 정지할 때까지 끊김없는 조종간 이동에 대한 결과를 기록하여야 한다.	X	X	X	X	– 시험 결과는 엔진 아웃 트림, 일정한 상태의 사이드슬립 등과 같이 시험에 의한 비행 중의 데이터로 검증되어야 한다.
2.a.3.b.	보류(Reserved)								
2.a.4.	노즈휠 스티어링 컨트롤러 힘 및 위치 조정	– ±0.9daN(2lbf) breakout – 힘: ±1.3daN(3lbf) or ±10% – ±2° NWA	지상	– 정지할 때까지 끊김없는 조종간 이동에 대한 결과를 기록하여야 한다.	X	X	X	X	
2.a.5.	러더 페달 스티어링 조정	– ±2° NWA	지상	– 정지할 때까지 끊김없는 조종간 이동에 대한 결과를 기록하여야 한다.	X	X	X	X	

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
2.a.6.	피치 트림 지시 vs. 표면 위치 조정	– 트림각 : ±0.5°	지상		X	X	X	X	– 시험의 목적은 FSTD 표면 위치 및 지시를 비행 조종모델 계산 값에 대하여 비교하는 것이다.
2.a.7.	피치 트림 속도 (Pitch trim rate)	– 트림 속도의 ±10%(°/s) 또는 ±0.1°/s	지상 및 접근	– 조종사의 1차 유도 트림속도(지상) 및 복행 비행조건에서 비행중 자동조종 또는 조종사 1차 트림속도에서 점검되어야 할 트림 속도를 기록하여야 한다. – 컴퓨터로 제어되는 비행기(CCA, Computer Controlled Aircraft)의 경우 대표하는 비행 시험 조건이 사용되어야 한다.	X	X	X	X	
2.a.8.	조종석 스로틀 레버 vs. 선택된 엔진 파라미터의 정렬	– 엔진 파라미터와 일치시: TLA: ±5° – 디텐트 위치 시: ±3% N1 또는 ±.03EPR 또는 토크의 ±3%, 또는 이와 동등한 수치 – 레버의 이동각도가 없는 경우의 허용오차는 ±2cm(±0.8in)를 적용한다.	지상	– 모든 엔진에 대하여 동시에 기록. 허용오차는 비행기 데이터에 대하여 적용한다. – 스로틀 디텐트(멈춤쇠)가 있는 비행기의 경우, 모든 디텐트가 표시되어야 하고, 디텐트와 끝지점 사이에 최소 하나의 디텐트가 표시되어야 한다. – 스로틀 디텐트(멈춤쇠)가 없는 비행기의 경우, 끝 지점과 최소 3개의 다른 지점이 표시되어야 한다.	X	X	X	X	– 정확한 엔진 컨트롤러(하드웨어 및 소프트웨어 모두)가 사용되는 경우 시험 비행기 또는 엔지니어링 테스트 벤치로부터의 데이터는 허용될 수 있다. – 프로펠러 구동 비행기의 경우, 프로펠러 레버라고 부르는 추가적인 레버가 있는 경우 점검되어야 한다. – 이 시험은 일련의 스냅샷 검증을 할 수 있다.

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
2.a.9.	브레이크 페달 위치 vs. 힘 및 브레이크 계통 압력 조정	– 힘: ±2.2daN(5lbf) 또는 ±10% – 브레이크 계통 압력: ±1.0MPa(150psi) 또는 ±10%	지상	– 지상 정적시험에서 유압계통 압력을 페달 위치와 연결할 수 있다. – 좌/우측 페달 모두 점검되어야 한다.	X	X	X	X	– FFS 컴퓨터 출력값은 적합성 입증에 사용될 수 있다.
2.a.10	스틱 푸셔(Stick Pusher) 시스템 힘 조정 (해당하는 경우)	– 스틱/조종간 힘: ±10% or ±5lb (2.2daN))	지상 또는 비행중	– 시험은 스틱 푸셔 시스템 작동에 따른 스틱/조종간에 작용하는 일시적인 힘을 검증하기 위한 것이다. – 시험은 실속 보호 시스템의 작동을 통해 비행중 조건에서 대표되는 스틱 푸셔 응답을 생성하는 방식으로 지상 조건에서 수행될 수 있다.			X	X	– 항공기 제작사 설계 데이터는 검사관이 인정할 수 있어야 하며, 검증 데이터로 활용될 수 있다. – 시험 요건은 실속 특성 시험(2.c.8.a.)과 함께 조종간 힘 검증 시험을 통해 충족될 수 있다. – 이 시험은 완전 실속 훈련 요목을 수행하도록 인증을 받는 FSTD에 대해서만 요구된다.
2.b.	동적 조종 시험(Dynamic Control Tests)								
	– 주: 시험 2.b.1, 2.b.2 and 2.b.3은 FSTD에 장착된 비행기 제어 장치내에서 조종력이 완전하게 생성되는 FSTD에 대해서는 적용할 수 없다. 동력 설정은 다르게 규정하지 않는 경우 수평비행에서 요구하는 것일 수 있다.								
2.b.1.	Pitch 조종	– **저감쇠 시스템의 경우:** P_0의 $T(P_0)$ ±10% 또는	이륙, 순항 및 착륙	– 데이터는 양방향의 정상 조종 변위(기동 하중 포위선도에 제한을 받는 비행 조건에 대하여 최대 조종장치 이동의 약 25% ~			X	X	– n = 완전한 진동의 연속적인 주기를 말함

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		±0.05s, P_1의 $T(P_1)$ ±20% 또는 ±0.05s, P_2의 $T(P_2)$ ±30% 또는 ±0.05s, P_n의 (P_n)±10*(n+1)% 또는 ±0.05s – A_{max}의 $T(A_n)$±10%, 여기서 A_{max}는 전체 조종장치 이동(멈춤에서 멈춤까지)의 가장 큰 진폭이거나 ±0.5% – A_d의 $T(A_d)$±5% = 잔류 밴드 또는 최대 제어장치 이동의 ±0.5% = 잔류 밴드 – ±1 중대한 오버슛(최소 1개의 중대한 오버슛) – 잔류 밴드내 안정된 상태 위치 – 주 1: 허용오차는 마지막 중대한 오		50% 또는 최대 허용 피치 조종장치 편향의 약 25% ~ 50%)에 대한 것이어야 한다. – 허용오차는 각 주기(독립적으로 간주)의 절대 값에 대하여 적용한다.					

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		버숫 후의 주기 또는 진폭에 적용해서는 아니 된다. – 주 2: 잔류 밴드내 진동은 중대한 것으로 간주되지 않으며 허용오차의 대상은 아니다. **– 과감쇠 또는 임계감쇠 시스템에만 다음의 허용오차가 적용된다.** – P_0의 $T(P_0)$±10% 또는 ±0.05s							
2.b.2.	Roll 조종	– 2.b.1.과 같다.	이륙, 순항 및 착륙	– 데이터는 정상 조종 변위(기동 하중 포위선도에 제한을 받는 비행 조건에 대하여 최대 조종장치 이동의 약 25% ~ 50% 또는 최대 허용 롤 조종장치 편향의 약 25% ~ 50%)에 대한 것이어야 한다.			X	X	
2.b.3.	Yaw 조종	– 2.b.1.과 같다.	이륙, 순항 및 착륙	– 데이터는 정상 조종 변위(최대 조종장치 이동의 약 25% ~ 50%)에 대한 것이어야 한다.			X	X	
2.b.4.	작은 조종 입력 – Pitch	– ±0.15°/s body pitch rate or ±20% of peak body pitch rate applied throughout the	접근 또는 착륙	– 조종입력은 수립된 ILS 접근(약 0.5에서 2°/s pitch rate) 중 이루어진 전형적인 경미한 보정이어야 한다. – 양방향으로 시험하여야 한다.			X	X	

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		time history		- 조종입력 전 5초전부터 조종입력 시작 후 최소 5초까지의 시간 이력 데이터를 제시하여야 한다. - 단일 시험이 양방향 입증을 위하여 사용되는 경우, 반대 방행으로 조종 역전하기 전 최소 5초가 포함되어야 한다. - CCA : 정상 및 비정상 조종 상태에서 시험하여야 한다.					
2.b.5.	작은 조종 입력 - Roll	- ±0.15°/s body roll rate or ±20% of peak body roll rate applied throughout the time history	접근 또는 착륙	- 조종입력은 수립된 ILS 접근(약 0.5에서 2°/s roll rate) 중 이루어진 전형적인 경미한 보정이어야 한다. - 한 방향으로 시험하여야 한다. - 비대칭 거동을 보이는 비행기의 경우 양방으로 시험하여야 한다. - 조종입력 전 5초전부터 조종입력 시작 후 최소 5초까지의 시간 이력 데이터를 제시하여야 한다. - 단일 시험이 양방향 입증을 위하여 사용되는 경우, 반대 방행으로 조종 역전하기 전 최소 5초가 포함되어야 한다. - CCA : 정상 및 비정상 조종 상태에서 시험하여야 한다.			X	X	
2.b.6.	작은 조종 입력 - Yaw	- ±0.15°/s body yaw rate or	접근 또는 착륙	- 조종입력은 수립된 ILS 접근(약 0.5에서 2°/s yawl rate) 중 이루어진 전형적인 경			X	X	

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		±20% of peak body yaw rate applied throughout the time history		미한 보정이어야 한다. – 양방향으로 시험하여야 한다. – 조종입력 전 5초전부터 조종입력 시작 후 최소 5초까지의 시간 이력 데이터를 제시하여야 한다. – 단일 시험이 양방향 입증을 위하여 사용되는 경우, 반대 방향으로 조종 역전하기 전 최소 5초가 포함되어야 한다. – CCA : 정상 및 비정상 조종 상태에서 시험하여야 한다.					
2.c.	세로방향 조종 시험(Longitudinal Control Tests.)								
	– 동력 설정은 다른게 규정하지 않는 한 수평 비행에 대하여 요구되는 것이다.								
2.c.1.	동력 변경 역학	– 대기속도: ±3kt – 고도 : ±30m(100 ft) – pitch 각 : ±1.5° or ±20%	접근	– 접근 또는 수평비행을 위한 추력에서 최대 연속 또는 복행 동력까지의 동력 변화를 기록하여야 한다. – 동력 변경의 시작 전 최소 5초에서부터 동력 변경 완료 +15초까지와 동일한 시간 증분에 대한 통제되지 않는 자유 응답의 시간 이력을 기록하여야 한다. – CCA : 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.	X	X	X	X	
2.c.2.	플랩/슬랫 변경 역학	– 대기속도: ±3kt – 고도 : ±30m(100	– 초기 플랩을 올리는	– 형상 재구성 변경의 시작 전 최소 5초에서부터 형상 재구성 변경 완료 +15초까지와	X	X	X	X	

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		ft) – pitch 각 : ±1.5° or ±20%	것을 통한 이륙 및 착륙하기 위한 접근	동일한 시간 증분에 대한 통제되지 않는 자유 응답의 시간 이력을 기록하여야 한다. – CCA : 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.					
2.c.3.	스포일러/스피드 브레이크 변경 역학	– 대기속도: ±3kt – 고도 : ±30m(100 ft) – Pitch 각 : ±1.5° or ±20%	순항	– 형상 변경의 시작 전 최소 5초에서부터 형상변경 변경 완료 +15초까지와 동일한 시간 증분에 대한 통제되지 않는 자유 응답의 시간 이력을 기록하여야 한다. – 펼쳤을 때와 접었을 때 모두에 대한 결과가 요구된다. – CCA : 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.	X	X	X	X	
2.c.4.	기어 변경 역학	– 대기속도: ±3kt – 고도 : ±30m(100 ft) – pitch 각 : ±1.5° or ±20%	이륙 (접혔을 때) 및 접근 (내렸을 때)	– 형상 변경의 시작 전 최소 5초에서부터 형상변경 변경 완료 +15초까지와 동일한 시간 증분에 대한 통제되지 않는 자유 응답의 시간 이력을 기록하여야 한다. – CCA : 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.	X	X	X	X	
2.c.5.	세로방향 트림	– 승강타 각: ±1° – 수평안정판 또는 트림 표면각: ±0.5° – 피치각: ±1° – 순추력 ±5% 또는 이와 동등한 것	순항, 접근 및 착륙	– 수평비행을 위해 추력이 있는 정상상태 날개의 수평 트림으로 하며, 이 시험은 일련의 스냅샷 검증으로 할 수 있다. – CCA : 가능하다면, 정상 또는 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.	X	X	X	X	
2.c.6.	세로방향 기동 안정성(조종간의 힘/G)	– 피치 조종간 힘의 ±2.2daN(5lbf) 또는 ±10%	순항, 접근 및 착륙	– 연속적인 시간 이력 데이터 또는 일련의 스냅샷 검증이 사용될 수 있다.	X	X	X	X	

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		- 대체방안: 승강타 각 변화의 ±1° 또는 ±10%		- 접근 및 착륙 형상에 대하여 약 30도 까지의 roll 각에 대해 시험하여야 한다. - 순항 형상에 대하여 약 45도까지의 roll 각에 대해 시험하여야 한다. - FSTD에 비행기 하드웨어 사용만으로 힘이 발생한다면 힘에 대한 허용오차는 적용할 수 없다. - 대체 방안은 중력가속도당 조종간 특성을 나타내지 않는 비행기에 적용한다. - CCA : 정상 또는 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.					
2.c.7.	**세로방향 정적 안정성**	- 피치 조종간 힘의 ±2.2daN(5lbf) 또는 ±10% - 대체방안: 승강타 각 변화의 ±1° 또는 ±10%	접근	- 트림 속도 이상의 최소 2개의 속도 및 트림 속도 이하의 최소 2개의 속도에 대한 데이터를 시험하여야 한다. - 속도 범위는 조종간 힘 vs 속도 특성을 입증하기에 충분하여야 한다. - 이 시험은 일련의 스냅샷 검증으로 할 수 있다. - FSTD에 비행기 하드웨어 사용만으로 힘이 발생한다면 힘에 대한 허용오차는 적용할 수 없다. - 대체 방안은 속도 안정성 특성을 나타내지 않는 비행기에 적용한다.	X	X	X	X	

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
				– CCA : 가능하다면, 정상 또는 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.					
2.c.8.a.	실속 특성	– 실속 경고 및 실속 속도에 대한 대기속도: ±3kt – 버펫 인지 경계 및 수직방향 가속도(N_z)에 기초한 초기 버펫에 대한 받음각: ±2.0° – 조종입력이 나타내져야 하고 정확한 추세와 크기를 입증하여야 한다. – 실속 접근: (1) 피치각: ±2.0° (2) 받음각: ±2.0° (3) 경사각 ±2.0° – 실속 경고부터 실속까지: (1) 피치각: ±2.0° (2) 받음각: ±2.0°; (3) roll 각속도 및 yaw 각속도에 대한 추세와 크기를 보정하여야	2단계 상승, 고고도 순항 (성능 제한 조건에 가까운) 및 접근 또는 착륙	– 다음의 실속 진입 각각은 세가지 비행 조건 중 최소 하나에 대하여 입증되어야 한다. (1) 수평 상태에서 실속 진입(1G) (2) 최소 25° 경사각으로 선회 비행 중 실속 진입(속력이 더해지는 실속) (3) 동력이 있는 상태에서의 실속 진입(프로펠러 구동 항공기에 대해서만 요구된다) – 순항 비행조건은 플랩을 올린 형상(순수 형상)에서 수행되어야 한다. – 2단계 상승 비행조건은 접근 또는 착륙 비행조건과 다른 플랩 설정을 사용하여야 한다. – 가능한 경우 실속 경고 신호 및 초기 버펫을 기록하여야 한다. 시간 이력 데이터는 완전 실속에서 정상 비행으로 회복할 때까지 기록되어야 한다. 실속 경고 신호는 버펫/실속과 적절한 관계에서 발생하여야 한다. – 갑작스러운 피치 자세 변화 또는 “G break”를 나타내는 비행기의 FSTD는 이러한 특성을 입증하여야 한다. roll off 또는 roll 조종 권한 상실을 나타내는 비행기의 FSTD는 이러한 특성을 입증하여야 한다. 수치적인 허용오차는 실속 받음각 이후에는 적용할 수 없으나, 회복을 통한 정확한 추세를 입증하여야 한다.			X	X	– 버펫 인식의 경계값은 조종석에서 배경 소음을 넘어서는 절정의 정상 가속도 0.03G에 기초해야 한다. – 초기 버펫은 버펫 인식의 경계값(일부 기체 제작사는 절정 값으로 0.1G를 사용했음)에 비해 상대적으로 절정 값이 더 큰 조종석에서 정상 가속도에 기초해야 한다. – 초기 버펫에서부터 정상 및 가로방향 가속에 대한 실속 속도까지 버펫 진폭의 정확한 성장 추세를 입증하여야 한다. – FSTD 운영자/FSTD 제작자는 모션 플랫폼 성능/제한사항 또는 기타 시뮬레이터 시스템 제한사항에 근거하여 최대 버펫을 제한할 수 있다.

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		한다. – 실속 중단 및 회복; SOC 요구됨 – 추가적으로 가역적인 비행조종 시스템 또는 스틱 푸셔가 장착된 시뮬레이터의 경우: 조종간/컬럼 힘(실속 받음각 전까지): ±10% or ±5lb(2.2daN))		– CCA : 정상 및 비정상 조종 상태에서 시험하여야 한다. 실속 포위선도 보호 시스템이 있는 CCA 항공기의 경우, 정상 모드 시험은 시스템의 정확한 작동을 입증하기 위해 필요한 받음각 범위에 대해서만 필요하다. 이들 시험은 요구되는 (받음각) 비행 기동 및 포위선도 보호 시험(Test 2.h.6.)을 만족시키는데 사용될 수 있다. – 비정상 조종상태는 실속 식별 및 회복을 통해 시험되어야 한다.					– 시험은 일반적으로 비행기 인증 실속 시험에서 요구하는 무게와 무게중심에서 수행될 수 있다. – 이 시험은 완전 실속 훈련 요목을 수행하도록 인증을 받는 FSTD에 대해서만 요구된다. – 비행시험 검증 데이터가 비행안전 고려사항 때문에 제한되는 경우, 엔지니어링 시뮬레이터 검증 데이터는 실속 보호 시스템 또는 스틱 푸셔 시스템의 작동범위를 초과하는 받음각에 대한 비행시험 검증 데이터를 대신 사용될 수 있다. – 승인된 엔지니어링 시뮬레이션 검증값이 사용되는 경우, 감소된 엔지니어링 허용오차는 적용하지 않는다.
2.c.8.b.	접근 시 실속	– 실속 속도에 대한	2단계 상승,	– 다음의 실속 진입 각각은 세가지 비행 조건	X	X			– 시험은 일반적으로 비

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
	특성	대기속도: ±3kt – 초기 버펫에 대한 받음각 : ±2.0° – 조종변이 및 비행 조종면이 나타내져야 하고, 정확한 추세와 크기를 입증하여야 한다. – 피치각: ±2.0° – 받음각: ±2.0° – 경사각: ±2.0° – 추가적으로 가역적인 비행조종 시스템이 있는 시뮬레이터의 경우: 조종간/컬럼 힘 ±10% 또는 ±5lb(2.2daN))	고고도 순항(성능 제한 조건에 가까운), 및 접근 또는 착륙	중 최소 하나에 대하여 입증되어야 한다. (1) 수평 상태에서 접근 시 실속 진입(1G) (2) 최소 25° 경사각으로 선회 비행하여 접근 시 실속 진입 (속력이 더해지는 실속) (3) 동력이 있는 상태에서의 접근 시 실속 진입(프로펠러 구동 항공기에 대해서만 요구된다) – 순항 비행조건은 플랩을 올린 형상(순수 형상)에서 수행되어야 한다. – 2단계 상승 비행조건은 접근 또는 착륙 비행조건과 다른 플랩 설정을 사용하여야 한다. – CCA : 정상 및 비정상 조종 상태에서 시험하여야 한다. 실속 포위선도 보호 시스템이 있는 CCA 항공기의 경우, 정상 모드 시험은 시스템의 정확한 작동을 입증하기 위해 필요한 받음각 범위에 대해서만 필요하다. 이들 시험은 요구되는 (받음각) 비행 기동 및 포위선도 보호 시험(Test 2.h.6.)을 만족시키는데 사용될 수 있다.					행기 인증 실속 시험에서 요구하는 무게와 무게 중심에서 수행될 수 있다. – 실속 버펫의 허용오차는 실속의 최초 지시가 실속 경고 시스템(예; 스틱 쉐이커)의 작동인 경우에는 적용하지 않는다.
2.c.9.	장주기 세로진동 역학	– 주기의 ±10% – 1/2 또는 2배 진폭까지 시간의 ±10% 또는 댐핑비율 ±0.02	순항	– 시험은 3개의 전체 사이클 또는 1/2 또는 2배 진폭까지의 시간을 판단하는데 더 작은 사이클을 포함하여야 한다. – CCA : 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.	X	X	X	X	
2.c.10.	단주기 역학	– 피치각 ±1.5° 또는 피치 각속도 : ±2°/s	순항	– CCA : 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.	X	X	X	X	

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		– 정상 가속도: ±0.1G							
2.c.11.	보류(Reserved)								
2.d.	가로방향 시험 (Lateral Directional Tests.)								
	다르게 규정되지 않는 한 동력설정은 수평비행에 대해 요구되는 것이어야 한다.								
2.d.1.	해당 감항요건 또는 공기중 저속 엔진 부작동 취급 특성에 대한 최소 조종속도, 공중(V_{mca}) 또는 착륙(V_{mcl})	– 대기속도: ±3kt	이륙 또는 착륙 (비행기 임계엔진	– 작동하는 엔진에 이륙 추력을 설정하여야 한다. – 시간 이력 또는 스냅샷(순간적인 상태) 데이터가 사용될 수 있다. – CCA : 가능한 경우 정상 또는 비정상 조종 상태에서 시험하여야 한다.	X	X	X	X	– 최소 속도는 전통적인 방법에서 V_{mca} 또는 V_{mcl}의 시현을 방지하는 성능 또는 조종제한으로 정의될 수 있다.
2.d.2.	롤 응답(속도)	– 롤 속도의 ±2°/s 또는 ±10% – 가역적인 비행조종 시스템이 있는 비행기의 경우: 휠 힘의 ±1.3daN(3lbf) 또는 ±10%	순항 및 접근 또는 착륙	– 정상적인 롤 조종 변이(약 최대 롤 조종장치 이동범위의 1/3)에서 시험하여야 한다. – 이 시험은 조종실 롤 제어장치 시험 2.d.3. 단계 입력과 결합될 수 있다.	X	X	X	X	
2.d.3.	조종실 롤 제어장치의 스텝(계단식) 입력	– 롤 각의 ±2° 또는 ±10%	접근 또는 착륙	– 이 시험은 롤 응답(율) 시험 2.d.2.과 결합될 수 있다. – CCA : 정상 또는 비정상 조종 상태에서 시험하여야 한다.	X	X	X	X	– 수평비행중 롤 제어장치 이동범위의 약 1/3을 사용하여 스텝 롤 조종 입력을 적용하여야 한다. – 약 20°~30°의 경사에 도달할 때 갑자기 롤

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
									컨트롤러를 중립으로 되돌리고 약 10초간 비행기의 자유 응답을 허용하여야 한다.
2.d.4.	**나선형 안정성**	– 정확한 추세 및 20초 이내에 롤 각의 ±2° 또는 ±10% – 대체 시험이 사용되는 경우: 정확산 추세 및 에일러론 각 ±2°	순항 및 접근 또는 착륙	– 다수의 시험을 통해 평균화된 비행기 데이터가 사용될 수 있다. – 양방향에 대하여 시험하여야 한다. – 대체 시험으로는 약 30°의 롤 각에서 안정적인 선회를 유지하는데 요구되는 가로 조종을 증명하여야 한다. – CCA : 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.	X	X	X	X	
2.d.5.	**엔진 부작동시 트림**	– 러더각 ±1° 또는 탭 각 ±1° 또는 이와 동등한 러더 페달 – 사이드슬립 각 ±2°	2단계 상승 및 접근 또는 착륙	– 이 시험은 스냅샷 시험으로 대체할 수 있다.	X	X	X	X	– 시험은 조종사가 엔진 고장 조건에서 트림하도록 훈련받은 것과 동일한 방법에서 수행되어야 한다. – 2단계 상승 시험은 이륙 추력에서 수행되어야 한다. – 접근 또는 착륙 시험은 수평비행을 위한 추력에서 수행되어야 한다.
2.d.6.	**러더 응답**	– Yaw 속도의 ±2°/s 또는 ±10%	접근 또는 착륙	– 안전성 증대장치를 켜있을 때와 꺼있는 상태 모두 시험하여야 한다.	X	X	X	X	

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
				- 최대 러더 페달 움직임의 약 25%의 스텝 입력에서 시험하여야 한다. - CCA : 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.					
2.d.7.	더치롤(가로방향 불안정성)	- 주기의 ±0.5s 또는 ±10% - 1/2 또는 2배 진폭까지 시간의 ±10% 또는 댐핑 비율의 ±.02 - 롤 각 및 사이드슬립 각의 피크값 사이의 시간차의 ±1s 또는 ±20%	순항 및 접근 또는 착륙	- 안정성 증대장치를 끈 상태로 최소 6 사이클에 대하여 시험하여야 한다. - CCA : 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.		X	X	X	
2.d.8.	정상상태 사이드슬립	- 주어진 러더 위치에 대하여: (1) 롤각 ±2° (2) 사이드슬립 각 ±1° (3) 에일러론 각의 ±2° 또는 ±10% 그리고 스포일러 또는 동등한 롤 제어장치 위치 또는 힘의 ±5° 또는 ±10%	접근 또는 착륙	- 이 시험은 최소 2개의 러더 위치(프로펠러 구동 비행기의 경우 각 방향에서)를 사용하는 일련의 스냅샷 시험일 수 있으며, 이 중 하나는 러더 최대값 근처로 해야 한다.	X	X	X	X	

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		– 가역적인 비행조종 시스템이 있는 비행기의 경우: (1) 휠 힘의 ±1.3daN(3lbf) 또는 ±10% (2) 러더 페달 힘의 ±2.2daN(5lbf) 또는 ±10%							
2.e.	착륙 (Landings)								
2.e.1.	정상 착륙	– 대기속도 ±3kt – 피치 각 ±1.5° – 받음각 ±1.5° – 높이: ±3m(10ft) 또는 높이의 ±10% – 가역적인 비행조종 시스템이 있는 비행기의 경우: 조종간 힘의 ±2.2daN(5lbf) 또는 ±10%	착륙	– 최소 61m(200ft) AGL에서부터 앞바퀴가 접지할때까지 시험하여야 한다. – CCA : 적절한 경우 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.		X	X	X	– 두 시험은 가능한 경우 두 개의 정상 착륙 플랩을 포함하여 입증되어야 하고, 이들 중 하나는 최대착륙중량에 가까워야 하고, 다른 하나는 가볍거나 중간 중량에 가까워야 한다.
2.e.2.	최소 플랩 착륙	– 대기속도 ±3kt – 피치각 ±1.5° – 받음각 ±1.5° – 높이: ±3m(10ft) 또는 높이의 ±10% – 가역적인 비행조종 시스템이 있는 비행기의 경우:	최소 인증 착륙 플랩 형상	– 최소 61m(200ft) AGL에서부터 앞바퀴가 접지할 때까지 시험하여야 한다. – 최대 인증 착륙중량에 가깝게 시험하여야 한다.			X	X	

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		조종간 힘의 ±2.2daN(5lbf) 또는 ±10%							
2.e.3.	**측풍 착륙**	– 대기속도 ±3kt – 피치각 ±1.5° – 받음각 ±1.5° – 높이: ±3m(10ft) 또는 높이의 ±10% – 롤각 ±2° – 사이드슬립각 ±2° – 기수각 ±3° – 가역적인 비행조종 시스템이 있는 비행기의 경우: (1) 조종간 힘의: ±2.2daN(5lbf) 또는 ±10% (2) 휠힘의 ±1.3daN(3lbf) 또는 ±10% (3) 러더 페달 힘의 ±2.2daN(5lbf) 또는 ±10%	착륙	– 최소 61m(200ft) AGL에서 주 착륙기어 접지 속도가 50% 감소할 때까지 시험하여야 한다. – 활주로 위 10m(33ft)에서 측정된 비행기 성능 데이터의 최소 60%에 해당하는 측풍 요소에 대한 바람 프로파일을 포함하는 시험 데이터가 요구된다. – 바람 구성요소는 활주로와 관련하여 정풍과 측풍 값으로 제공되어야 한다.		X	X	X	– 최대 측풍 또는 최대 시연된 측풍을 알 수 없는 경우 검사관에 보고하여야 한다.
2.e.4.	**한 엔진이 부작동한 상태에서의 착륙**	– 대기속도 ±3kt – 피치각 ±1.5° – 받음각 ±1.5° – 높이: ±3m(10ft) 또는 높이의 10% – 롤각 ±2° – 사이드슬립각 ±2°	착륙	– 최소 61m(200ft) AGL에서 주 착륙기어 접지 속도가 50% 감소할 때까지 시험하여야 한다.		X	X	X	– 단발엔진 적용 예외

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		– 기수각 ±3°							
2.e.5.	자동조종 착륙(해당되는 경우)	– Flare(착륙시 기수를 살짝 들어올리는) 높이의 ±1.5m(5ft) – Tf의 ±0.5s or ±10% – 접지시 강하율의 ±0.7m/s(140ft/min) – 롤 아웃 중 수평편위 ±3m(10ft)	착륙	– 자동조종에서 롤아웃 안내를 제공하는 경우, 접지시부터 주 착륙 기어 접지 속도가 50% 감소할 때까지 수평 편위를 기록하여야 한다. – 자동조종 플레어 모드 작동 및 주 기어 접지 시간이 기록되어야 한다.		X	X	X	
2.e.6.	모든 엔진 자동조종 복행	– 대기속도 ±3kt – 피치각 ±1.5° – 받음각 ±1.5°	비행기 성능 데이터에 따른다.	– 정상 모든 엔진 자동조종 복행은(해당되는 경우) 중간 중량에서 시연되어야 한다.		X	X	X	
2.e.7.	한 엔진 부작동 상태에서의 복행	– 대기속도 ±3kt – 피치각 ±1.5° – 받음각 ±1.5° – 롤각 ±2° – 사이드슬립각 ±2°	비행기 성능 데이터에 따른다.	– 임계엔진 부작동 상태에서 최대 인증 착륙 중량에 가까운 엔진 부작동 복행이 요구된다. – 해당되는 경우 자동조종 상태와 자동조종이 없는 상태에서 각 1회씩 시험한다. – CCA : 수동조종 시험은 비정상 모드에서 수행하여야 한다.		X	X	X	– 단발엔진 적용 예외
2.e.8.	대칭 역추력을 사용한 방향 조종(러더 효과)	– 대기속도 ±5kt – yaw 속도 ±2°/s	착륙	– 최대 역추력을 사용하여 최대 역추력장치 최소 작동속도에 도달할 때까지 러더 페달 입력을 양방향에 적용하여야 한다.		X	X	X	
2.e.9.	비대칭 역추력을 사용한 방향	– 대기속도 ±5kt – 기수각 ±3°	착륙	– 작동하는 엔진에 최대 역추력을 가한 상태에서 최대 러더 페달 입력 또는 역추력장치		X	X	X	

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
	조종(러더 효과)			최소 작동 속도에 도달할 때까지 러더 페달 입력으로 기수방향(헤딩)을 유지하여야 한다.					
2.f.	지면효과 (Ground Effect)								
	지면효과를 시연하기 위한 시험	– 승강타각 ±1° – 수평안정판각 ±0.5° – 순 추력의 또는 이와 동등한 추력의 ±5% – 받음각 ±1° – 높이: ±1.5m(5ft) 또는 높이의 ±10% – 대기속도 ±3kt – 피치각 ±1°	착륙	– CCA : 해당하는 경우 정상 또는 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.		X	X	X	– 추가적인 정보는 5. 지면효과를 참조하여야 한다.
2.g.	윈드시어 (Windshear)								
	윈드시어 이륙 및 착륙		이륙 및 착륙	– 윈드시어 현상을 인지하고 회복 절차를 실시하는데 필요한 특정한 기술에 대한 훈련을 제공하는 윈드시어 모델이 필요하다.			X	X	– 이륙 2회, 착륙 2회, 총 4회 수행되며, 한 번은 무풍 상태에서 수행되고, 다른 한 번은 윈드시어가 활성화되어 윈드시어 모델을 시연하기 위하여 수행되어야 한다.
2.h.	비행 기동 및 비행 포위선도 보호 기능 (Flight Maneuver and Envelope Protection Functions)								
	– 주 : 2.h의 요건은 컴퓨터로 조종되는 비행기에만 해당한다. 각 포위선도(비행영역) 보호기능(기능이 다른 경우 정상 및 기능이 저하된 조종상태)에 들어가는 동안 조종 입력에 대한 응답의 시간 이력 결과가 요구되며, 포위선도(비행영역) 보호 기능에 도달할 만큼의 추력을 설정하여야 한다.								
2.h.1.	과속	– 대기속도 ±5kt	순항			X	X	X	
2.h.2.	최소 속도	– 대기속도 ±3kt	이륙, 순항			X	X	X	

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
			및 접근 또는 착륙						
2.h.3.	하중 계수	– 정상 하중계수 ±0.1G	이륙, 순항			X	X	X	
2.h.4.	피치각	– 피치각 ±1.5°	순항, 접근			X	X	X	
2.h.5.	경사각	– 경사각의 ±2° 또는 ±10%	접근			X	X	X	
2.h.6.	받음각	– 받음각 ±1.5°	2단계 상승, 및 접근 또는 착륙			X	X	X	
2.i.	엔진 및 기체 결빙 효과 (Engine and Airframe Icing Effects)								
2.i.	엔진 및 기체 결빙 효과 시연(높은 받음각)		이륙 또는 접근 또는 착륙 [하나의 비행 조건 - 2회 시험(결빙 on/off)]	– 완전 실속 및 회복 시작의 시간 이력. 시험은 비행중 결빙 강착에 따라 초래되는 대표적인 공기역학적 효과를 시연한다. – 비행시험 검증 데이터는 필요하지 않다. 두 시험은 엔진 및 기체 결빙 효과를 시연하기 위해 요구된다. 첫번째 시험은 결빙 강착 없이 FSTD 기준 성능을 시연하여야 하고, 두 번째 시험은 기준 성능과 비교하여 결빙 강착의 공기역학적 효과를 시연해야 한다. – 시험은 표 A1A의 2.j.에서 요구하는 적합성 확인서에 명시된 바에 따른 결빙 모델을 활용하여야 한다. 시험은 결빙 효과가 시연되었음을 설명하는 근거를 포함하여야 한다. 결빙 효과에는 특정 비행기 형식에 해당하는 다음의 효과가 포함될 수 있지만 이에 국한되지는 않는다.			X	X	– 시험은 관련 공기역학 및 받음각, 조종입력 및 추력/동력 설정과 같은 기타 파라미터들에 의해 대표되는 효과에 대하여 평가될 것이다. – 나타나는 파라미터들은 다음을 포함하여야 한다. (1) 고도 (2) 대기속도 (3) 정상 가속도 (4) 엔진 동력 (5) 받음각 (6) 피치 자세 (7) 경사각 (8) 비행조종 입력 (9) 실속 경고 및 실속 버펫

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
				(1) 실속 받음각 감소 (2) 피칭 모멘트 변화 (3) 조종효과 감소 (4) 조종력 변화 (5) 항력 증가 (6) 실속 버펫 특성과 인식 경계의 변화 (7) 엔진 효과(결빙 강착 시나리오에서 시험되어 항공기에 재현될 수 있는 동력 감소/변화, 진동 등)					시작
3.	모션 시스템 (Motion System)								
3.a.	주파수 응답	– FSTD 인증을 위하여 운영자가 규정한 바에 따른다.	해당사항 없음	– 요구되는 주파수 응답을 시연하기 위해 적합한 시험으로 한다.	X	X	X	X	– 6. 모션 시스템 참조
3.b.	선회 점검	– FSTD 인증을 위하여 운영자가 규정한 바에 따른다.	해당사항 없음	– 요구되는 부드러운 선회를 시연하기 위해 적합한 시험으로 한다.	X	X	X	X	– 6. 모션 시스템 참조
3.c	모션 효과				X	X	X	X	
3.d.	모션 시스템 재현 가능성	– 실제 플랫폼 선형 가속도 ±0.05g	없음		X	X	X	X	– 모션 시스템 하드웨어 및 소프트웨어(정상 FSTD 작동 모드)가 원래 인가받은 대로 계속 작동하는지 확인하여야 한다. – 원래 기준에서의 성능 변경은 이런 정보가 쉽게 시 식별될 수 있다.
3.e.	모션 신호 충실도 (Motion cueing fidelity)								
3.e.1.	모션 신호	– 최초 인증을 위해	지상 및	– 훈련 중 적용되는 모션 시스템의 경우 모션			X	X	– 시험은 FSTD 제작사에

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
	충실도(주파수 영역 기준)	FSTD 제작자가 규정한 바에 따른다.	비행	신호 알고리즘과 모션 플랫폼이 결합된 모듈러스 및 위상을 시뮬레이션된 항공기의 특성에 적합한 주파수 범위에 걸쳐 기록하여야 한다. – 이 시험은 최초 FSTD 인증시에만 요구된다.					의해 수행될 수 있고 결과를 적합성확인서로 제공한다.
3.e.2.	보류(Reserved)								
3.f.	모션 진동 특성	– 없음	지상 및 비행	– 비행기 형식에 해당하는 조종실에서 느낄 수 있는 모션 진동 특성에 대해 기록된 결과와 적합성확인서(SOC)가 있는 다음의 시험이 요구된다.				X	– 버펫 특성에 대하여 기록된 시험 결과는 상대 진폭 vs. 주파수를 비교할 수 있어야 한다.
3.f.1.	브레이크 설정상태에서의 추력 효과	– FSTD 시험결과는 비행기 데이터의 ±2Hz 내에 존재하는 두드러진 주파수 “스파이크” 중 최소 3개를 갖는 비행기 데이터의 전체적인 모습과 경향을 나타내야 한다.	지상	– 시험은 브레이크 설정상태에서 가능한 최대 추력에서 수행되어야 한다.				X	
3.f.2.	착륙기어가 내려온 상태에서의 버펫	– FSTD 시험결과는 비행기 데이터의 ±2Hz 내에 존재하는 두드러진 주파수 “스파이크” 중 최소 3개를 갖는 비행기 데이터의 전체적인 모습	비행	– 시험조건은 기어 제한 속도가 아니라 정상 운항 속도에 대한 것이어야 한다.				X	

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		과 경향을 나타내야 한다.							
3.f.3.	플랩을 펼친 상태에서의 버펫	– FSTD 시험결과는 비행기 데이터의 ±2Hz 내에 존재하는 두드러진 주파수 "스파이크" 중 최소 3개를 갖는 비행기 데이터의 전체적인 모습과 경향을 나타내야 한다.	비행	– 시험조건은 플랩 제한속도가 아닌 정상 운항 속도이어야 한다.				X	
3.f.4.	스피드 브레이크를 전개한 상태에서의 버펫	– FSTD 시험결과는 비행기 데이터의 ±2Hz 내에 존재하는 두드러진 주파수 "스파이크" 중 최소 3개를 갖는 비행기 데이터의 전체적인 모습과 경향을 나타내야 한다.	비행	– 시험 조건은 대표적인 버펫에 대한 일반적인 속도이어야 한다.				X	
3.f.5.	실속 버펫	– FSTD 시험결과는 비행기 데이터의 ±2Hz 내에 존재하는 두드러진 주파수 "스파이크" 중 최소 3개를 갖는 비행기 데이터	순항 (고고도), 2단계 상승, 및 접근 또는 착륙	– 시험은 조종사에 대한 버펫 시작 인지 및 실속 받음각 사이의 받음각에 대하여 수행되어야 한다. – 실속 후 특성은 요구되지 않는다.			X	X	– 버펫 시작 인지 및 실속 받음각 사이의 안정된 비행 데이터를 이용할 수 없는 경우, 초기 버펫과 실속 받음각 사이의 시간 범위에 대하여 PSD 분석이 수행되

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		의 전체적인 모습과 경향을 나타내야 한다.							어야 한다. – 완전 실속 훈련 요목에 대한 FSTD 인증을 받거나, 실속 경고 시스템의 작동 전에 실속 버펫이 나타나는 항공기에 대해서만 시험한다.
3.f.6.	높은 속도 또는 마하 속도에서의 버펫	– FSTD 시험결과는 비행기 데이터의 ±2Hz 내에 존재하는 두드러진 주파수 "스파이크" 중 최소 3개를 갖는 비행기 데이터의 전체적인 모습과 경향을 나타내야 한다.	비행					X	– 시험조건은 고속 기동 버펫/선회(WUT) 또는 대안으로 마하 버펫에 대한 것이어야 한다.
3.f.7.	프로펠러 구동 비행기에 대한 비행중 진동	– FSTD 시험결과는 비행기 데이터의 ±2Hz 내에 존재하는 두드러진 주파수 "스파이크" 중 최소 3개를 갖는 비행기 데이터의 전체적인 모습과 경향을 나타내야 한다.	비행 (Clean Configuration)					X	– 시험은 프로펠러 구동 비행기에 대하여 비행중 진동을 대표하도록 수행되어야 한다.
4.	시각 시스템 (Visual System)								

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
4.a.	시각적 장면 품질 (Visual scene quality)								
4.a.1.	**연속적으로 시준된 조종석 횡단 시야**	– 각 조종사가 최소 수평 176°, 수직 36°의 연속적인 시야를 제공하는 조정석의 시준된 시각 디스플레이	해당사항 없음	– 마스터 증명 시험 안내서(MQTG)의 일부로 요구되지만, 지속적인 평가는 필요하지 않다.			X	X	– 시야는 검은색과 흰색 5° 사각형의 매트릭스로 구성된 전체 시각 장면(모든 채널)을 채우는 시각 시험 패턴을 사용하여 측정되어야 한다. – 설치된 정렬은 SOC(적합성확인서)를 요구한다.
	연속적으로 시준된 조종석 횡단 시야	– 각 조종석에 대하여 최소 수평 45° 및 수직 30° 시야를 제공하는 연속적으로 시준된 시야로 하며, 두 조종석 시각 시스템은 동시에 작동가능하여야 한다.	해당사항 없음	– 마스터 증명 시험 안내서의 일부로 요구되지만 지속적인 평가의 일부로는 필요하지 않다.	X	X			– 30°의 수직 시야는 지상 부분 시각 요건을 충족시키는데 불충분할 수 있다.
4.a.2.	**시스템 배열**	– 조종사 시점에서 측정된 ±1°이내 및 인접한 사각형에 대하여 1.5° 이내에서 5°의 균일한 각도 간격	해당사항 없음	– 선택된 5° 사각형의 각도 간격과 인접한 사각형의 상대 간격은 명시된 허용오차 내에 있어야 한다.	X	X	X	X	– 이 시험의 목적은 조종사 시야에서 표시된 이미지의 지역적 선형성을 평가하기 위한 것이다. 시스템 배열은 전체 시각 장면(모든 채널)을 교차점에 광점이 있는 검은색과 흰색 5° 사각형으로 채워진 시각적 시험 패턴을 사용

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
									하여 측정되어야 한다. – 지속적인 자격 시험용인 경우 광학 점검 장치의 사용이 권장된다. 이 장치는 일반적으로 상대적인 위치가 유지되는지 점검하기 위해 Go/No Go 게이지로 구성되어야 한다.
4.a.3	**표면 해상도(물체 감지)**	– 2호분 이하	해당사항 없음	– 적합성 확인서가 요구되며 여기에는 관련 계산과 해당 계산의 설명을 포함하여야 한다. – 이 요건은 주간 시각 시스템을 장착한 모든 등급의 시뮬레이터에 적용할 수 있다.			X	X	– 해상도는 조종사의 시야에서 한 장면에 사용된 각 시각 디스플레이에서 요구되는 시각적 각도를 차지하는 것으로 보이는 물체의 시험에 의해 시연되어야 한다. – 물체는 눈까지 2호분의 경계를 보여야 한다. – 수평 시험을 위한 임계값 막대를 사용하여 시연될 수 있다. 수직 시험 또한 시연되어야 한다.
4.a.4.	**광점 크기**	– 2호분 이하	해당사항 없음	– 적합성 확인서가 요구되며 여기에는 관련 계산과 해당 계산의 설명을 포함하여야 한다. – 이 요건은 주간 시각 시스템을 장착한 모든 등급의 시뮬레이터에 적용할 수 있다.			X	X	– 광점의 크기는 수평, 수직 줄로 디스플레이되는 중앙에 위치한 단일 흰색 광점으로 구성된 시험 패턴을 사용하여

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
									측정되어야 한다. – 모든 축에서 시점을 따라서 상대적으로 광점이 이동할 수 있어야 한다. – 각 시각 채널에서 변조가 인지될 수 있는 지점에서 계산으로 광 간격을 결정할 수 있어야 한다.
4.a.5.	**래스터(Raster) 표면 대비비**	– 5:1 이상	해당사항 없음	– 이 요건은 주간 시각 시스템을 장착한 모든 등급의 시뮬레이터에 적용할 수 있다.			X	X	– 표면 대비비는 전체 시각 장면(모든 채널)을 채우는 래스터 그리기 시험 패턴을 사용하여 측정되어야 한다. – 시험 패턴은 각 채널의 중앙에 흰색 사각형이 있는 정사각형당 5°씩 검은색과 흰색 사각형들로 구성되어야 한다. – 측정은 각 채널에 대하여 중앙의 밝은 정사각형에 1°의 점 광도계를 사용하여 이뤄져야 한다. – 이 값은 최소 $7cd/m^2$(2ft-lamberts)의 밝기를 가져야 한다.

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
									– 인접한 어두운 정사각형을 측정하여야 한다. – 대비비는 밝은 정사각형 값을 어두운 정사각형 값으로 나누는 것이다. – 주 1 : 대비비 시험 중 FSTD 뒷 칸 및 조종실 주변 조도는 가능한한 낮아야 한다. – 주 2 : 측정은 측정 기기에 빛이 새지 않도록 정사각형의 중앙에서 이뤄져야 한다.
4.a.6.	**광점 대비비**	– 25:1 이상	해당사항 없음	– 적합성확인서가 요구되며 관련 계산이 포함되어야 한다.			X	X	– 광점 대비비는 흰색 광점으로 채워진 1°이상의 면적을 입증하는 시험 패턴을 사용하여 측정되어야 하고, 인접한 배경과 비교되어야 한다. – 주 : 광점 변조는 캘리그래픽 시스템에서 식별할 수 있어야 하지만 래스터 시스템에서는 식별되지 않을 것이다. – 배경은 밝은 정사각형이

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
									광도계 시야(FOV; Field of view)를 벗어나도록 측정하여야 한다. – 주 : 대비비 시험 중 FSTD 뒷칸, 조종실 주변 조도는 실제와 같을 정도로 낮아야 한다.
	광점 대비비	– 10:1 이상	해당사항 없음		X	X			
4.a.7.	**광점 밝기**	– 20cd/m^2(5.8ft-lam-berts) 이상	해당사항 없음				X	X	– 광점은 정사각형을 생성하는 매트릭스로 표시되어야 한다. – 캘리그래픽 시스템에서 광점은 합쳐져야 한다. – 래스터 시스템에서 광점은 정사각형이 연속되도록(개별 광점이 보이지 않도록) 겹쳐져야 한다.
4.a.8.	**표면 밝기**	– 디스플레이에 20cd/m^2(5.8ft-lamberts) 이상	해당사항 없음	– 이 요건은 주간 시각 시스템을 장착한 모든 등급의 시뮬레이터에 적용할 수 있다.			X	X	– 표면 밝기는 1°의 스폿 광도계를 사용하여 흰색 래스터에서 측정되어야 한다. – 광점은 인정될 수 없다. – 래스터 밝기를 향상시

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
									키기 위하여 캘리그래픽 기능을 사용하는 것은 허용된다.
4.a.9.	**검은색 레벨 및 순차적 대비**	– 검은색 강도: 검은색 폴리곤 밝기 < 0.015cd/m^2(0.004 ft-lamberts) – 순차적 대비: 검은색 폴리곤 밝기 > 2,000:1	해당사항 없음		X	X	X	X	– 모든 프로젝터들은 끄고 조종실 주변은 가능한 어둡게 해야 한다. – 배경 판독은 스크린에 남아 있는 주변 조명에 대하여 이뤄져야 한다. – 프로젝터들을 켜고 검은색 폴리곤이 디스플레이 되어야 한다. – 두 번째 판독값을 측정하고 이 값과 주변 레벨 사이의 차이가 기록되어야 한다. – 그런 다음 순차적인 대비 시험을 위하여 전체 밝기의 흰색 폴리곤이 측정되어야 한다. – 이 시험은 일반적으로 **광 밸브 프로젝터**(Light valve projectors)에 대해서만 요구된다.
4.a.10.	**모션 블러** (Motion blur)	– 패턴이 10°/s로 시야 주변을 회전할	해당사항 없음		X	X	X	X	– 시험 패턴은 폭이 감소하는 검은색 간격이 있는

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		때, 감지가능한 가장 작은 간격은 4 arc min 미만이어야 한다.							5개의 피크 흰색 정사각형의 배열로 구성한다. – 검은색 간격의 범위는 최소한 요구되는 감지가능한 간격의 위아래로 연장되어야 하고 1호분(arc min)의 단계이어야 한다. – 패턴은 요구되는 속도로 회전된다. – 두 축에서의 시험을 제공하기 위하여 정사각형의 두 배열이 제공되어야 하고, 하나는 헤딩에서 회전하고 다른 하나는 피치에서 회전한다. – 일련의 고정 번호는 갬 번호를 식별한다. – 주 : 이 시험은 디스플레이 기술에 의해 제한될 수 있다. 이 경우 검사관과 제한사항에 대하여 상담을 받아야 한다. – 이 시험은 일반적으로 광 밸브 프로젝터(Light

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
									valve projectors)에 대해서만 요구된다.
4.a.11.	반점 시험	– 반점 대비는 10% 미만이어야 한다.	해당사항 없음	– 시험 방법을 설명하는 SOC가 요구된다.	X	X	X	X	– 이 시험은 일반적으로 **레이저 프로젝터**에 대해서만 요구된다.
4.b.	헤드업 디스플레이 (Head-Up Display(HUD))								
4.b.1.	정적 정렬	– 디스플레이된 이미지의 정적 정렬 – HUD 내경 시야는 표시된 이미지의 구형 패턴의 중심부에 정렬되어야 한다. – 허용오차는 ±6 arc min	해당사항 없음				X	X	– 정렬 요건은 사용되는 HUD 시스템에 적용하거나 훈련을 위하여 HUD가 동시에 사용되는 경우에는 두 시스템에 동시에 적용된다.
4.b.2.	시스템 디스플레이	– 모든 비행 모드에서 모든 기능이 시연되어야 한다.	해당사항 없음				X	X	– 시스템 성능에 대한 설명서가 제공되어야 하고 성능이 입증되어야 한다.
4.b.3.	HUD 자세 vs. FSTD 자세 지시계(피치 및 수평 롤)	– 피치 및 롤은 항공기 계기와 정렬한다.	비행				X	X	
4.c.	향상된 비행 시각 시스템 (Enhanced Flight Vision System(EFVS))								
4.c.1.	표시 시험	– EFCS 디스플레이와 창밖 이미지 사이의 정렬은 항공기 및	200ft에서 이륙 지점 및 접근				X	X	– 주 : 4.b.1의 정렬 허용오차가 고려되어야 한다.

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		시스템 종류의 전형적인 정렬을 나타내야 한다.							
4.c.2.	EFVS RVR 및 시정 조정	– 장면은 350m(1,200ft), 1,609m(1sm) RVR에서 정확한 광도를 포함하는 EFVS 시계를 나타낸다.	비행				X	X	– 350m(1,200ft), 1,609m(1sm) RVR 모두를 대표하는 적외선 장면으로 한다. – 시각 장면은 제거될 수 있다.
4.c.3.	열 크로스오버	– 주간에서 야간으로 전환 시 열 크로스오버 효과를 시연하여야 한다.	주간 및 야간				X	X	– 장면은 주간에서 야간으로 전환 시 장면의 열 특성을 정확하게 나타낼 것이다.
4.d.	지상시각범위 (Visual ground segment)								
4.d.1.	지상시각범위 (VGS)	– 가까운 끝단: 계산된 VGS내에 정확한 접근등의 개수가 보여야 한다. – 원거리 끝단: 계산된 VGS의 ±20% – 보이도록 계산된 경계등은 FSTD에서 보여야 한다.		– 이 시험은 ILS 접근에서 결정고도(DH)에서 조종사에게 시현되는 시각 장면의 정확성에 영향을 주는 항목을 평가하기 위해 설계되었다. 이들 항목에는 다음이 포함된다.: (1) 활주로가시거리(RVR)/시정(Visibility); (2) ILS에 대한 활공각(Glide slope(G/S)) 및 로컬라이저 모델링 정확도(위치 및 기울기) (3) 정상 접근 및 착륙을 위한 비행기의 운항 포위선도내의 한 지점을 대표하는 주어진 중량, 형상 및 속도; 그리고 (4) 전파 고도계(Radio altimeter) – 주 : 비균질 안개가 사용되는 경우, 수평 시정의 수직 변동이 설명되어야 하고 VGS 계	X	X	X	X	– 300m 또는 350m RVR 설정에서 활공각에서 접지 구역 상공의 30m 휠 높이에서 착륙 형상으로 변경되어야 한다.

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
				산에 사용된 경사 범위의 시정 계산이 포함되어야 한다.					
4.e.	시각 시스템 용량 (Visual System Capacity)								
4.e.1.	시스템 용량 (주간 모드)	– 다음 이상: 10,000개의 가시적인 질감 표면, 6,000개의 광점, 16개의 이동 모델	해당사항 없음				X	X	– 훈련을 위하여 장면을 생성하는데 사용된 동일한 이미지 생성 모드로 렌더링된 시각 장면을 사용하여 입증된다. – 요구되는 표면, 광점 및 이동 모델은 동시에 표시되어야 한다.
4.e.2.	시스템 용량 (황혼(박명)/야간 모드)	– 다음 이상: 10,000개의 가시적인 질감 표면, 15,000개의 광점, 16개의 이동 모델	해당사항 없음				X	X	– 훈련을 위하여 장면을 생상하는데 사용된 동일한 이미지 생성 모드로 렌더링된 시각 장면을 사용하여 입증된다. – 요구되는 표면, 광점 및 이동 모델은 동시에 표시되어야 한다.

5. 음향 시스템 (Sound System)

– 운영자는 주파수 응답 및 배경소음 시험 결과가 최초 인증 평가 결과와 비교했을 때 허용오차내에 있고 운영자가 비행기 시험 결과에 영향을 주는 어떠한 소프트웨어 변경도 하지 않았음을 입증하는 경우 반복적인 인증 평가 중에 비행기 시험(예; tests 5.a.1. through 5.a.8.(or 5.b.1. through 5.b.9.)을 반복할 필요가 없다.

– 주파수 응답 시험 방법이 선택되었고 실패하는 경우 운영자는 주파수 응답 문제를 수정하여 시험을 반복하거나 비행기 시험 반복을 선택할 수 있다. 계속되는

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
인증 평가 중에 비행기 시험이 반복되는 경우 겨로가는 최초 인증 평가 결과 또는 비행기 마스터 데이터와 비교될 수 있다. 이 섹션의 모든 시험은 17 to 42(50Hz to 16kHz) 밴드로부터 비가중 1/3-옥타브 밴드 포맷을 사용하여 제시되어야 한다. 비행기 데이터 세트에 해당하는 위치에서 최소 20초 평균이 구해져야 한다. 비행기 및 비행 시뮬레이터 결과는 비교 가능한 데이터 분석 기법을 사용하여 생성되어야 한다.									
5.a.	**터보제트 비행기**								- 이 섹션의 모든 시험은 17 to 42(50Hz to 16kHz) 밴드로부터 비가중 1/3-옥타브 밴드 포맷을 사용하여 제시되어야 한다. - 승인된 데이터 세트에 해당하는 위치에서 최소 20초 측정이 이뤄져야 한다. - 승인된 데이터 세트 및 FSTD 결과는 비교가능한 데이터 분석기법을 사용하여 생성되어야 한다.
5.a.1.	**엔진 시동 준비**	- 최초 평가: ±5dB per 1/3 octave band - 갱신 평가: 초기평가와 비교할 때 3개의 연속적인 band와의 차이가 ±5db을 초과할 수 없으며, 초기 및 갱신 평가결과	지상	- 엔진 시동을 하기 전에 정상상태로 한다. - 해당하는 경우 APU가 켜져 있어야 한다.				X	- 최초 평가시 전체 추세가 정확하다면, ±5dB 허용오차 범위 밖에 일부의 1/3 옥타브 밴드를 갖는 것이 허용되지만, 승인된 기준 데이터로부터 ± 7dB 이내의 연속적인 것은 2개 이하이어야 한다.

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		사이의 절대값의 평균은 2dB를 초과할 수 없다.							– 최초 평가가 승인된 참조표준을 개발하기 위해 승인된 주관적인 조정을 사용하는 경우 갱신 평가 중에는 갱신 평가 허용오차가 사용되어야 한다.
5.a.2.	**모든 엔진이 공회전인 경우**	– 최초 평가: 1/3 옥타브 밴드당 ±5dB – 갱신 평가: 최초 평가와 비교될 때 3개의 연속적인 밴드에서 ±5dB 차이를 초과할 수 없고 최초 및 갱신 평가결과 사이의 절대 차의 평균은 2dB를 초과할 수 없다.	지상	– 이륙 전에 정상상태로 한다.				X	– 최초평가시 전체 추세가 정확하다면, ±5dB 허용오차 범위 밖에 일부의 1/3 옥타브 밴드를 갖는 것이 허용되지만, 승인된 기준 데이터로부터 ± 7dB 이내의 연속적인 것은 2개 이하이어야 한다. – 최초 평가가 승인된 참조표준을 개발하기 위해 승인된 주관적인 조정을 사용하는 경우 갱신 평가 중에는 갱신 평가 허용오차가 사용되어야 한다.
5.a.3.	**브레이크가 설정된 상태에서 최대 허용가능 추력인 모든 엔진**	– 최초 평가: 1/3 옥타브 밴드당 ±5dB – 갱신 평가: 최초 평가와 비교될 때 3개의 연속적인	지상	– 이륙 전에 정상상태로 한다.				X	– 최초 평가시 전체 추세가 정확하다면, ±5dB 허용오차 범위 밖에 일부의 1/3 옥타브 밴드를 갖는 것이 허용되지만, 승인된 기준 데이터

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		밴드에서 ±5dB 차이를 초과할 수 없고 최초 및 갱신 평가결과 사이의 절대 차의 평균은 2dB를 초과할 수 없다.							로부터 ± 7dB 이내의 연속적인 것은 2개 이하여야 한다. – 최초 평가가 승인된 참조표준을 개발하기 위해 승인된 주관적인 조정을 사용하는 경우 갱신 평가 중에는 갱신 평가 허용오차가 사용되어야 한다.
5.a.4.	**상승**	– 최초 평가: 1/3 옥타브 밴드당 ±5dB – 갱신 평가: 최초 평가와 비교될 때 3개의 연속적인 밴드에서 ±5dB 차이를 초과할 수 없고 최초 및 갱신 평가결과 사이의 절대 차의 평균은 2dB를 초과할 수 없다.	항공로상 상승	– 중간고도로 설정한다.				X	– 최초 평가시 전체 추세가 정확하다면, ±5dB 허용오차 범위 밖에 일부의 1/3 옥타브 밴드를 갖는 것이 허용되지만, 승인된 기준 데이터로부터 ± 7dB 이내의 연속적인 것은 2개 이하여야 한다. – 최초 평가가 승인된 참조표준을 개발하기 위해 승인된 주관적인 조정을 사용하는 경우 갱신 평가 중에는 갱신 평가 허용오차가 사용되어야 한다.
5.a.5.	**순항**	– 최초 평가: 1/3 옥타브 밴드당 ±5dB	순항	– 정상순항으로 설정한다.				X	– 최초 평가시 전체 추세가 정확하다면, ±5dB

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		– 갱신 평가: 최초 평가와 비교될 때 3개의 연속적인 밴드에서 ±5dB 차이를 초과할 수 없고 최초 및 갱신 평가결과 사이의 절대 차의 평균은 2dB를 초과할 수 없다.							허용오차 범위 밖에 일부의 1/3 옥타브 밴드를 갖는 것이 허용되지만, 승인된 기준 데이터로부터 ± 7dB 이내의 연속적인 것은 2개 이하이어야 한다. – 최초 평가가 승인된 참조표준을 개발하기 위해 승인된 주관적인 조정을 사용하는 경우 갱신 평가 중에는 갱신 평가 허용오차가 사용되어야 한다.
5.a.6.	**스피드 브레이크/스포일러 전개된 상태 (해당되는 경우)**	– 최초 평가: 1/3 옥타브 밴드당 ±5dB – 갱신 평가: 최초 평가와 비교될 때 3개의 연속적인 밴드에서 ±5dB 차이를 초과할 수 없고 최초 및 갱신 평가결과 사이의 절대 차의 평균은 2dB를 초과할 수 없다.	순항	– 일정한 대기속도 및 동력 설정에서 강하를 위한 정상 및 일정한 스피드 브레이크 편향 상태로 설정한다.				X	– 최초 평가시 전체 추세가 정확하다면, ±5dB 허용오차 범위 밖에 일부의 1/3 옥타브 밴드를 갖는 것이 허용되지만, 승인된 기준 데이터로부터 ± 7dB 이내의 연속적인 것은 2개 이하이어야 한다. – 최초 평가가 승인된 참조표준을 개발하기 위해 승인된 주관적인 조정을 사용하는 경우 갱신 평가 중에는 갱신 평가 허용오차가 사용

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
									되어야 한다.
5.a.7.	**최초 접근**	– 최초 평가: 1/3 옥타브 밴드당 ±5dB – 갱신 평가: 최초 평가와 비교될 때 3개의 연속적인 밴드에서 ±5dB 차이를 초과할 수 없고 최초 및 갱신 평가결과 사이의 절대 차의 평균은 2dB를 초과할 수 없다.	접근	– 일정한 대기속도, 기어올림, 플랩/슬랫로 설정(해당하는 경우)한다.				X	– 최초 평가시 전체 추세가 정확하다면, ±5dB 허용오차 범위 밖에 일부의 1/3 옥타브 밴드를 갖는 것이 허용되지만, 승인된 기준 데이터로부터 ± 7dB 이내의 연속적인 것은 2개 이하이어야 한다. – 최초 평가가 승인된 참조표준을 개발하기 위해 승인된 주관적인 조정을 사용하는 경우 갱신 평가 중에는 갱신 평가 허용오차가 사용되어야 한다.
5.a.8	**최종 접근**	– 최초 평가: 1/3 옥타브 밴드당 ±5dB – 갱신 평가: 최초 평가와 비교될 때 3개의 연속적인 밴드에서 ±5dB 차이를 초과할 수 없고, 최초 및 갱신 평가결과 사이의 절대 차의	착륙	– 일정한 대기속도, 기어 내림, 착륙 형상 플랩으로 설정한다.				X	– 최초 평가시 전체 추세가 정확하다면, ±5dB 허용오차 범위 밖에 일부의 1/3 옥타브 밴드를 갖는 것이 허용되지만, 승인된 기준 데이터로부터 ± 7dB 이내의 연속적인 것은 2개 이하이어야 한다. – 최초 평가가 승인된 참조표준을 개발하기 위

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		평균은 2dB를 초과할 수 없다.							해 승인된 주관적인 조정을 사용하는 경우 갱신 평가 중에는 갱신 평가 허용오차가 사용되어야 한다.
5.b	프로펠러 구동 비행기 (Propeller-driven airplanes)								- 모든 시험은 최소 밴드 17 to 42 (50Hz to 16kHz)에서 비가중 1/3 옥타브 밴드 형식을 사용하여 제시되어야 한다. - 승인된 데이터 세트에 해당하는 위치에서 최소 20초동안 측정하여야 한다. - 승인된 데이터 세트 및 FSTD 결과는 비교가능한 데이터 분석 기법을 사용하여 생성되어야 한다.
5.b.1.	엔진 시동 준비	- 최초 평가: 1/3 옥타브 밴드당 ±5dB - 갱신 평가: 최초 평가와 비교될 때 3개의 연속적인 밴드에서 ±5dB 차이를 초과할 수 없고 최초 및 갱신 평가결과	지상	- 엔진 시동 전에 정상상태로 한다. - 해당하는 경우 APU가 켜져 있어야 한다.				X	- 최초 평가시 전체 추세가 정확하다면, ±5dB 허용오차 범위 밖에 일부의 1/3 옥타브 밴드를 갖는 것이 허용되지만, 승인된 기준 데이터로부터 ± 7dB 이내의 연속적인 것은 2개 이하여야 한다.

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		사이의 절대 차의 평균은 2dB를 초과할 수 없다.							– 최초 평가가 승인된 참조표준을 개발하기 위해 승인된 주관적인 조정을 사용하는 경우 갱신 평가 중에는 갱신 평가 허용오차가 사용되어야 한다.
5.b.2	**모든 프로펠러 깃 세움 (Feathered) (해당하는 경우)**	– 최초 평가: 1/3 옥타브 밴드당 ±5dB – 갱신 평가: 최초 평가와 비교될 때 3개의 연속적인 밴드에서 ±5dB 차이를 초과할 수 없고 최초 및 갱신 평가결과 사이의 절대 차의 평균은 2dB를 초과할 수 없다.	지상	– 이륙 전에 정상상태로 설정한다.				X	– 최초 평가시 전체 추세가 정확하다면, ±5dB 허용오차 범위 밖에 일부의 1/3 옥타브 밴드를 갖는 것이 허용되지만, 승인된 기준 데이터로부터 ± 7dB 이내의 연속적인 것은 2개 이하여야 한다. – 최초 평가가 승인된 참조표준을 개발하기 위해 승인된 주관적인 조정을 사용하는 경우 갱신 평가 중에는 갱신 평가 허용오차가 사용되어야 한다.
5.b.3.	**지상 공회전 또는 이와 동등한 상태**	– 최초 평가: 1/3 옥타브 밴드당 ±5dB – 갱신 평가: 최초 평가와 비교될 때 3개의 연속적인 밴드에서 ±5dB	지상	– 이륙 전에 정상상태로 설정한다.				X	– 최초 평가시 전체 추세가 정확하다면, ±5dB 허용오차 범위 밖에 일부의 1/3 옥타브 밴드를 갖는 것이 허용되지만, 승인된 기준 데이터로부터 ± 7dB 이내의

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		차이를 초과할 수 없고 최초 및 갱신 평가결과 사이의 절대 차의 평균은 2dB를 초과할 수 없다.							연속적인 것은 2개 이하여야 한다. – 최초 평가가 승인된 참조표준을 개발하기 위해 승인된 주관적인 조정을 사용하는 경우 갱신 평가 중에는 갱신 평가 허용오차가 사용되어야 한다.
5.b.4.	**비행중 공회전 또는 이와 동등한 상태**	– 최초 평가: 1/3 옥타브 밴드당 ±5dB – 갱신 평가: 최초 평가와 비교될 때 3개의 연속적인 밴드에서 ±5dB 차이를 초과할 수 없고 최초 및 갱신 평가결과 사이의 절대 차의 평균은 2dB를 초과할 수 없다.	지상	– 이륙 전에 정상상태로 설정한다.				X	– 최초 평가시 전체 추세가 정확하다면, ±5dB 허용오차 범위 밖에 일부의 1/3 옥타브 밴드를 갖는 것이 허용되지만, 승인된 기준 데이터로부터 ± 7dB 이내의 연속적인 것은 2개 이하여야 한다. – 최초 평가가 승인된 참조표준을 개발하기 위해 승인된 주관적인 조정을 사용하는 경우 갱신 평가 중에는 갱신 평가 허용오차가 사용되어야 한다.
5.b.5.	**브레이크 작동 상태에서 최대 허용 동력인**	– 최초 평가: 1/3 옥타브 밴드당 ±5dB	지상	– 이륙 전에 정상상태로 설정한다.				X	– 최초 평가시 전체 추세가 정확하다면, ±5dB 허용오차 범위 밖에 일

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
	모든 엔진	– 갱신 평가: 최초 평가와 비교될 때 3개의 연속적인 밴드에서 ±5dB 차이를 초과할 수 없고 최초 및 갱신 평가결과 사이의 절대 차의 평균은 2dB를 초과할 수 없다.							부의 1/3 옥타브 밴드를 갖는 것이 허용되지만, 승인된 기준 데이터로부터 ± 7dB 이내의 연속적인 것은 2개 이하여야 한다. – 최초 평가가 승인된 참조표준을 개발하기 위해 승인된 주관적인 조정을 사용하는 경우 갱신 평가 중에는 갱신 평가 허용오차가 사용되어야 한다.
5.b.6.	상승	– 최초 평가: 1/3 옥타브 밴드당 ±5dB – 갱신 평가: 최초 평가와 비교될 때 3개의 연속적인 밴드에서 ±5dB 차이를 초과할 수 없고 최초 및 갱신 평가결과 사이의 절대 차의 평균은 2dB를 초과할 수 없다.	항공로상 상승	– 중간고도로 설정한다.				X	– 최초 평가시 전체 추세가 정확하다면, ±5dB 허용오차 범위 밖에 일부의 1/3 옥타브 밴드를 갖는 것이 허용되지만, 승인된 기준 데이터로부터 ± 7dB 이내의 연속적인 것은 2개 이하여야 한다. – 최초 평가가 승인된 참조표준을 개발하기 위해 승인된 주관적인 조정을 사용하는 경우 갱신 평가 중에는 갱신 평가 허용오차가 사용되어야 한다.

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
5.b.7.	**순항**	– 최초 평가: 1/3 옥타브 밴드당 ±5dB – 갱신 평가: 최초 평가와 비교될 때 3개의 연속적인 밴드에서 ±5dB 차이를 초과할 수 없고 최초 및 갱신 평가결과 사이의 절대 차의 평균은 2dB를 초과할 수 없다.	순항	– 정상순항으로 설정한다.				X	– 최초 평가시 전체 추세가 정확하다면, ±5dB 허용오차 범위 밖에 일부의 1/3 옥타브 밴드를 갖는 것이 허용되지만, 승인된 기준 데이터로부터 ± 7dB 이내의 연속적인 것은 2개 이하여야 한다. – 최초 평가가 승인된 참조표준을 개발하기 위해 승인된 주관적인 조정을 사용하는 경우 갱신 평가 중에는 갱신 평가 허용오차가 사용되어야 한다.
5.b.8.	**최초 접근**	– 최초 평가: 1/3 옥타브 밴드당 ±5dB – 갱신 평가: 최초 평가와 비교될 때 3개의 연속적인 밴드에서 ±5dB 차이를 초과할 수 없고 최초 및 갱신 평가결과 사이의 절대 차의 평균은 2dB를 초과할 수 없다.	접근	– 해당 운항 교범에 따른 일정한 대기속도, 기어 올림으로 설정하며, 해당되는 경우에 한해 플랩을 조정한다.				X	– 최초 평가시 전체 추세가 정확하다면, ±5dB 허용오차 범위 밖에 일부의 1/3 옥타브 밴드를 갖는 것이 허용되지만, 승인된 기준 데이터로부터 ± 7dB 이내의 연속적인 것은 2개 이하여야 한다. – 최초 평가가 승인된 참조표준을 개발하기 위해 승인된 주관적인 조

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
									정을 사용하는 경우 갱신 평가 중에는 갱신 평가 허용오차가 사용되어야 한다.
5.b.9.	**최종 접근**	– 최초 평가: 1/3 옥타브 밴드당 ±5dB – 갱신 평가: 최초 평가와 비교될 때 3개의 연속적인 밴드에서 ±5dB 차이를 초과할 수 없고 최초 및 갱신 평가결과 사이의 절대 차의 평균은 2dB를 초과할 수 없다.	착륙	– 해당 운항 교범에 따른 일정한 대기속도, 기어 내림, 착륙 형상 플랩 및 RPM으로 설정한다.				X	– 최초 평가시 전체 추세가 정확하다면, ±5dB 허용오차 범위 밖에 일부의 1/3 옥타브 밴드를 갖는 것이 허용되지만, 승인된 기준 데이터로부터 ± 7dB 이내의 연속적인 것은 2개 이하여야 한다. – 최초 평가가 승인된 참조표준을 개발하기 위해 승인된 주관적인 조정을 사용하는 경우 갱신 평가 중에는 갱신 평가 허용오차가 사용되어야 한다.
5.c.	**특별한 경우**	– 최초 평가: 1/3 옥타브 밴드당 ±5dB – 갱신 평가: 최초 평가와 비교될 때 3개의 연속적인 밴드에서 ±5dB 차이를 초과할 수 없고 최초 및	해당하는 경우					X	– 이것은 조종사에게 특별히 중대하거나, 훈련에 중요하거나 특정한 비행기 형식 또는 모델에서 고유한 것으로 식별된 특별한 정상 상태인 경우에 적용한다. – 최초 평가시 전체 추세

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		갱신 평가결과 사이의 절대 차의 평균은 2dB를 초과할 수 없다.							가 정확하다면, ±5dB 허용오차 범위 밖에 일부의 1/3 옥타브 밴드를 갖는 것이 허용되지만, 승인된 기준 데이터로부터 ± 7dB 이내의 연속적인 것은 2개 이하이어야 한다. – 최초 평가가 승인된 참조표준을 개발하기 위해 승인된 주관적인 조정을 사용하는 경우 갱신 평가 중에는 갱신 평가 허용오차가 사용되어야 한다.
5.d.	FSTD 배경소음	– 최초 평가: 배경 소음 수준은 7.c(5)에 명시된 소음 수준 이하여야 한다. – 갱신 평가: 최초 평가와 비교될 때 1/3 옥타브 밴드당 ±3dB		– 최초 인증시 배경 소음의 결과는 QTG 문서에 포함되어야 하며, 검사관의 승인을 받아야 한다. – 측정은 시뮬레이션 작동, 소음 감소 및 조종실 정지상태에서 이뤄져야 한다.				X	– 모의된 소음은 배경 소음이 훈련을 방해하지 않는지 여부를 확인하기 위하여 평가한다. – 이 시험은 밴드 17 to 42 (50Hz to 16kHz)의 비가중 1/3 옥타브 밴드 형식을 사용하여 제시되어야 한다.
5.e.	주파수 응답	– 최초 평가(해당사항 없음) – 갱신 평가: 최초	지상 (모든 시스템의 전원이 꺼진					X	– 결과가 비행기 시험을 대신하여 지속적인 인증 평가과정에 사용되는 경우에만 필요하다.

Full Flight Simulator (FFS) Objective Tests									
QPS Requirements									정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	시뮬레이터 등급				참고사항
번호	제목				A	B	C	D	
		평가와 비교될 때 3개의 연속적인 밴드에서 ±5dB 차이를 초과할 수 없고 최초 및 갱신 평가결과 사이의 절대 차의 평균은 2dB를 초과할 수 없다.	상태)						– 결과는 최초 인증 시 검사관의 승인을 받아야 한다. – 이 시험은 밴드 17 to 42 (50Hz to 16kHz)의 비가중 1/3 옥타브 밴드 형식을 사용하여 제시되어야 한다.
6.	시스템 통합 (SYSTEMS INTEGRATION)								
6.a.	시스템 응답 시간 (System response time)								
6.a.1.	전송 지연	– 모션 시스템 및 계기 응답: 비행기 응답 후 100ms 이하 – 시각 시스템 응답: 비행기 응답 후 120ms 이하	Pitch, roll and yaw				X	X	– 각 축에 대하여 개별 시험이 필요하다. – EFVS 시스템이 장착된 경우, EFVS 응답은 시각 시스템 응답으로부터 + 또는 - 30ms 이내이어야 하고, 모션 시스템 응답 전은 아니어야 한다. – 주 : 시각 시스템 참조와 비교하기 전에 비행기 EFVS 전자 요소의 지연은 30ms의 허용오차가 더해져야 한다.
6.a.2.	전송 지연	– 조종장치 움직임 후 300ms 이하	Pitch, roll and yaw		X	X			

3. 일반 사항

객관적인 데이터로 적절한 바람이 존재하는 경우 바람 벡터는 전통적인 용어로 표현된 데이터 프리젠테이션의 일부로서 그리고 지상 근처 시험에서 사용되는 활주로와 관련된 것으로 명확하게 기록되어야 한다.

4. 제어 역학

가. 일반사항

비행제어 시스템은 비행기 조작 특성에 주요한 영향을 미치므로 조종사가 모의비행장치를 실제 비행기처럼 느낄 수 있도록 구현되어야 한다. FFS의 조종 감 역학의 기록을 이륙, 순항 및 착륙 형상에서 실제 비행기 측정값과 비교함으로써 이 요건에 대한 적합성을 결정한다.

(1) 임펄스나 스텝 함수에 대한 자유 응답과 같은 기록은 고전적으로 전자기계 시스템의 동적 특성을 추정하기 위해서 사용된다. 어떤 경우에도 실제 입력과 응답을 추정할 수 있는 결과로만 동적 특성을 추정할 수 있다. 그러므로 FFS 조종 반력 시스템과 비행기 시스템을 밀접하게 일치시키는 것이 필수적이기 때문에 가능한 최상의 데이터가 수집되는 것이 절대 필요하다. 요구되는 동적 조종 시험은 [표 3-1]에 설명되어 있다.

(2) 초기 및 업그레이드 평가를 위해, QPS는 조종 역학 특성들이 비행 조종장치에서 직접적으로 측정되고 기록되도록 요구한다. 이 절차는 보통 시스템을 자극하기 위하여 스텝 또는 임펄스 입력을 사용하여 조종장치의 자유 응답을 측정함으로써 수행된다. 이 절차는 이륙, 순한 및 착륙 비행조건 및 형상에서 수행되어야 한다.

(3) 비가역 조종 시스템이 있는 비행기의 경우, 비행 중 조우할 수 있는 일반적인 대기속도를 재현하기 위하여 적절한 피토-정압 입력이 제공되는 경우 지상에서의 측정값을 얻을 수 있다. 마찬가지로, 일부 비행기의 경우 이륙, 순항 및 착륙 형상이 유사한 효과를 갖는 것으로 나타날 수 있다. 어느 경우에든 엔지니어링 검증 또는 비행기 제작사의 근거가 지상 시험 또는 어떤 형상을 제외하기 위해 정당한 이유로 제출되어야 한다. 조종장치에서 정적 및 동적 시험을 필요로 하는 FFS의 경우 QTG에서 시험 결과 및 대체 접근법(예; 동시에 발생되어 만족스러운 합의를 보여주는 컴퓨터 도면) 결과 모두를 보여주는 경우 초기 및 업그레이트 평가과정에서 특별한 시험 기기는 필요하지 않을 것이다. 초기 시험 중 대체 방법을 반복하면 이 시험 요건을 만족한다.

나. 제어 역학 평가

(1) 조종 시스템의 동적 특성은 주파수, 감쇠 및 기타 고전적인 측정 수에 대하여 언급된다. FFS 조종 부하에 대한 시험 결과를 검증하는 일관적인 수단을 수립하기 위하여 측정 해석 및 적용된 허용오차를 명확하게 정의할 필요가 있다. 비감쇠, 임계감쇠

및 과감쇠에 대한 기준이 필요하다. 매우 작은 감쇠가 있는 비감쇠 시스템의 경우 주파수 및 감쇠에 관하여 정량화될 수 있다. 임계감쇠, 과감쇠 시스템의 경우 응답 시간 이력에서 주파수 및 감쇠가 쉽게 측정되지 않는다. 그러므로 다음의 권장된 측정법이 사용될 수 있다.

(가) C, D 등급: 조종감 역학이 비행기의 것을 재현하는지 확인하는 시험은 동적 감쇠주기가 명시된 허용오차 이내에서 해당 비행기의 값과 일치함을 보여야 한다.

1) 비감쇠 응답

가) 처음 0을 지나는 시간부터 후속 진동 주파수 시간까지의 구간을 2회 측정하여야 하며, 응답이 일정하지 않은 주기가 있는 경우에는 개별 주기가 측정될 필요가 있다.

나) 각 주기는 비행기 제어 시스템 각각의 주기와 독립적으로 비교되며, 해당 주기에 대하여 명시된 전체 허용 오차를 받게 되며, 감쇠 허용오차는 개별적으로 오버슈트에 적용된다.

다) 작은 오버슈트의 허용 오차를 적용할 때에는 그러한 오버슈트의 중대성에 대한 의문이 있기 때문에 주의하여야 하며, 전체 초기 변위의 5% 보다 큰 오버슈트만 고려되어야 한다.

라) [그림 3-1]에서 $T(A_d)$로 표시된 잔류 밴드는 진동의 정상상태 값에서 초기 변위 진폭 A_d의 ±5%이다.

마) 잔류 밴드 밖의 진동만 중대한 것으로 간주된다.

바) FFS 데이터와 비행기 데이터를 비교할 때 FFS 및 비행기의 정상상태 값과 오버레잉 또는 정렬하고, 진동 피크값의 진폭, 처음 0점을 지나는 시간 및 개별 진동 주기를 비교하는 것으로 시작해야 한다.

사) FFS는 비행기 데이터와 비교할 때 1개 이내에서 동일한 수의 중대한 오버슈트를 보여야 한다.

아) 응답 평가를 위한 절차는 [그림 3-1]에 나와 있다.

2) 임계감쇠 및 과감쇠 응답

임계감쇠 및 과감쇠 응답(오버슈트 없음)의 특성 때문에 정상 값(중립점)의 90%에 도달하는 시간은 비행기와 ±10% 내에서 동일해야 한다. [그림 3-2]에서 절차를 설명하고 있다.

3) 고려사항

일반적으로 인정되는 과도감쇠 또는 미흡감쇠 이외의 특성을 보이는 제어 시스템의 경우에는 규정된 허용오차를 충족하여야 한다.

(2) 허용 오차

(가) 비감쇠 시스템의 경우 다음의 허용오차 요약표를 참고한다.

(나) 다음 표는 저감쇠 시스템에 대한 허용 오차 T의 요약표이고, “n”은 전체 진동 사이클의 순차 주기이다.

시점	허용오차
$T(P_0)$	±10% of P_0
$T(P_1)$	±20% of P_1
$T(P_2)$	±30% of P_2
$T(P_n)$	±10(n+1)% of P_n
$T(A_n)$	±10% of A_1
$T(A_d)$	±5% of A_d = residual band

(다) 다음의 허용오차는 임계감쇠 및 과감쇠 시스템(Overdamped system)인 경우에만 적용된다.

시점	허용오차
$T(P_0)$	±10% of P_0

다. 제어역학 평가를 위한 대체 방법

(1) 유압계통의 비행제어 시스템 및 인공 감각 시스템이 장착된 항공기의 경우 제어역학을 검증할 수 있는 대체 수단으로서 제어력 및 운동율 측정이다. 이들 시험은 정상 비행 및 지상 조건에서 수행된다.

(가) 정적시험: 천천히 조종장치를 움직여 95~105초 이내로 완전히 스윕(sweep)되도록 한다.

(나) 느린 동적시험: 8~12초 이내로 완전히 스윕(sweep)되도록 한다.

(다) 빠른 동적시험: 3~5초 이내로 완전히 스윕(sweep)되도록 한다.

(라) 허용오차: 정적시험의 경우 제2호 자목의 점검표에 따르고, 동적시험의 경우 ±2lbs(0.9 daN) 또는 정적시험 상위 동적 증가의 ±10%를 적용한다.

※ 스윕(sweep) : 조종장치가 중립 위치에서 한쪽 끝까지 이동한 후 반대 방향 끝으로 이동한다. 이후 중립 위치에 도달하는 과정을 말한다.

라. 대체 방법은 신청시 정당성이 있어야 하고 신청에 적합하여야 한다. 예를들어 여기에 설명된 방법은 모든 제작사의 시스템에 적용되지 않을 수 있으며 가역적인 조종 시스템이 있는 항공기에 적용되지 않을 수 있다. 각 사례는 특별한 기준으로 그 자체의 장점에 따라 고려된다. 대체방안이 만족스러운 결과를 얻지 못한다고 검사관이 판단하는 경우 보다 일반적으로 받아들여지는 방법이 사용되어야 하여야 한다.

[그림 3-1] 비감쇠 응답

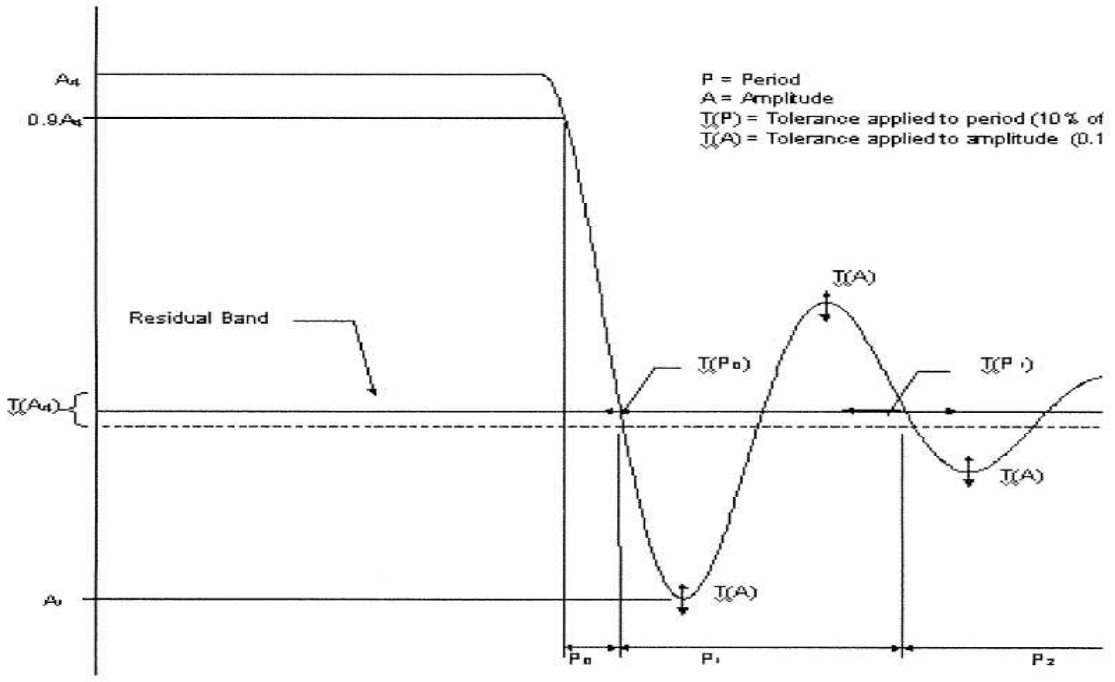


Figure A2A
Underdamped Step Response

[그림 3-2] 임계감쇠 및 과감쇠 응답

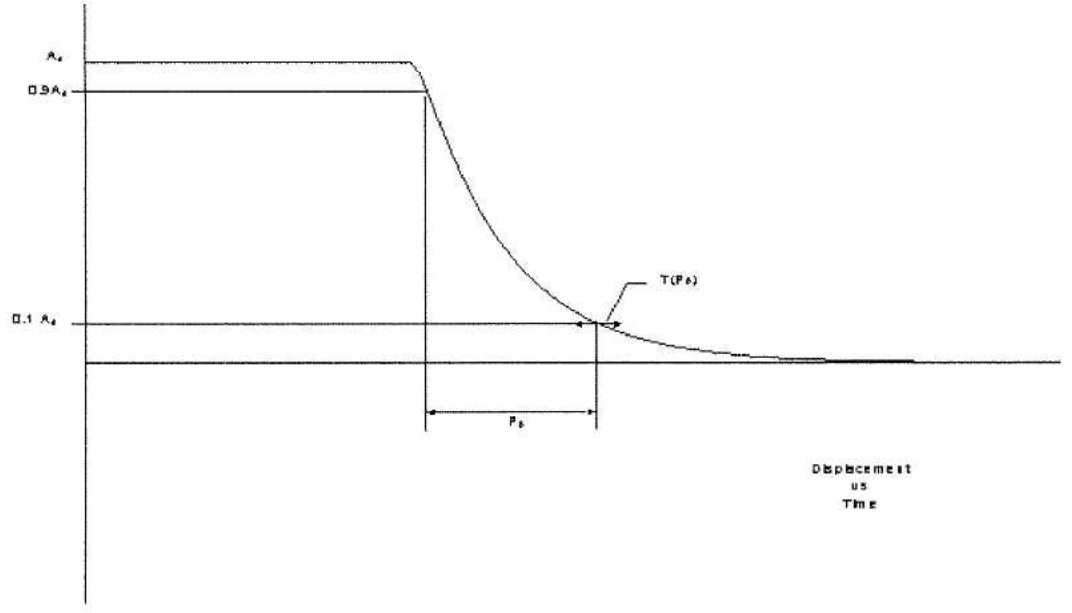


Figure A2B
Critically and Overdamped Step Response

5. 지면 효과(Ground Effect)

가. 이륙 및 착륙(A등급 시뮬레이터에서 착륙 기동이 인정될 수 없으므로 A등급 시뮬레이터에는 적용되지 않음)용으로 사용하는 FFS의 경우 지면 효과로 발생되는 공기역학적 변화를 재현할 수 있어야 한다. FFS 검증을 위해 선택된 파라미터들은 이러한 변화를 나타내야 한다.

(1) 공기역학적 지면 효과 특성을 검증하는 전용 시험이 제공되어야 한다.

(2) 비행시험을 수행하는 기관은 지면 효과를 검증하기 위한 적절한 시험 방법과 절차를 선택할 수 있다. 그러나, 비행시험은 지면 효과 모델을 충분하게 검증하기 위하여 지면 근처에서 충분히 수행되어야 한다.

나. 검사관은 신뢰성과 일관성에 기반한 시험방법의 장점을 고려하여야 한다. 지면효과를 검증하는 인정할 수 있는 방법은 아래에 기술되어 있다. 기타 방법이 제안되는 경우 수행된 시험이 지면효과 모델을 검증한다는 결론을 내릴 수 있는 근거가 제공되어야 한다. QPS 요건을 준수하기 위하여 아래 기술된 방법을 사용하는 운영자는 다음과 같은 시험을 수행하여야 한다.

(1) 수평비행 : 최소 3개의 고도로 지면 효과 이내에서 수행되어야 하며, 한번은 지상위 날개 길이의 10% 이내에서, 각각 지면 위 메인 타이어 높이에서 날개 길이의 약 30% 및 50%에 해당하는 고도에서 수행되어야 한다. 또한 1회의 수평비행 트림 조건은 지면효과를 벗어나 수행되어야 한다.

(2) 완만한 접근 착륙: 완만한 접근 착륙은 플레어할 때까지 조종사 활동을 무시할 정도인 약 1도의 활공각에서 수행되어야 한다.

다. 수평방향 특성은 지면 효과에 의해 변경된다. 예를 들어, 양력의 변화 때문에 롤 댐핑이 영향을 받는다. 롤 댐핑의 변화는 일반적으로 FFS 검증을 위해 평가되는 기타 동적 모드에 영향을 미친다. 주어진 가로 조종 입력에 대하여 더치 롤 다이나믹스, 나선형 안정성 및 롤 속도가 지면효과에 의하여 변경된다. 안정된 기수 옆미끄러짐(heading sideslips) 또한 영향을 받는다. 이러한 효과들은 FFS 모델링에서 설명되어야 한다. 측풍 착륙, 한 엔진 부작동 착륙 및 이륙 중 엔진 고장과 같은 일부 시험 등은 비행기가 지면효과 영향을 많이 받는 활주로 상공높이에서 강하할 때 이러한 시험들의 일부가 수행되기 때문에 수평방향 지면효과를 검증하는 역할을 한다.

6. 모션 시스템(Motion System)

가. 일반사항

(1) 조종사는 비행기의 상태를 조절하기 위하여 지속적인 정보 신호를 사용한다. 계

기 및 외부 시각 정보와 함께 전체 움직임에 대한 피드백은 특히 외부의 교란신호가 있을 때 조종사가 비행기의 동력학을 제어하도록 돕는데 필수적이다. 모션 시스템은 기본적인 목표 성능 기준을 충족하여야 하고, 규정된 최소 기동 및 조건의 설정에서 비행기의 선형 및 각 가속도를 재현하도록 조종사 좌석 위치에서 주관적으로 조정되어야 한다. 모션 큐잉 시스템의 응답 또한 반복이 가능하여야 한다.

(2) 제2호 자목 점검표의 섹션 3의 모션 시스템 시험은 기계적인 성능 관점에서 FFS 모션 큐잉 시스템을 인증하기 위한 것이다. 추가적으로 모션 효과 목록은 비행 시뮬레이터에 존재하여야 하는 동적 조건의 대표적인 샘플을 제공한다. 제2호 자목 점검표의 섹션 1(성능 시험) 및 섹션 2(취급 품질 시험)에서 선택된 중요한 기동 훈련의 대표적인 추가 목록은 최초 인증 시 비행 시뮬레이터 모션 큐잉 성능 특징을 나타내기 위하여 기록되어야 한다. 이들 시험은 FFS 모션 큐잉의 전체적인 기준을 향상시키는 데 도움이 된다.

나. 모션시스템 점검

시험 3a 주파수 응답 및 시험 3b 선회 점검의 목적은 Objective Tests 표에 규정된 바에 따라 모션시스템 하드웨어의 성능을 입증하고 교정 및 마모에 관하여 모션 셋업의 무결성을 점검하는 것이다. 이들 시험은 모션 큐잉 소프트웨어와 독립적인 로봇 시험으로 간주되어야 한다.

다. 점검의 반복성

이 시험의 목적은 모션시스템 소프트웨어 및 시스템 하드웨어이 시간이 지남에 따라 저하되거나 변화되지 않았는지를 확인하는 것이다. 이 진단 시험은 로봇 시험 대신 계속되는 인증 검사 동안 완료되어야 한다. 이는 스프트웨어의 변경 또는 하드웨어의 저하를 판단하는 능력을 향상하게 힌다. 다음의 정보는 이 시험에 사용되어야 하는 방법을 설명한다.

(1) 입력: 회전 가속도, 회전 속도 및 선형 가속도가 비행기 중력 중심에서 5deg/sec, 10 deg/sec 및 0.3g의 최소 진폭까지 각각 출력 결과가 제공될 수 있도록 입력한다.

(1) 입력: 출력의 적절한 분석을 제공하기 위하여 각각 5deg/sec, 10 deg/sec 및 0.3g의 최소 진폭으로 비행기의 무게중심에서 조종사 기준점으로 이동하기 전에 회전 가속도, 회전 속도 및 선형 가속도 입력이 삽입되어야 한다.

(2) 권장출력

(가) 실제 플랫폼 선형 가속도

출력은 선형 및 회전 운동 가속도 모두에 따른 가속도로 구성된다.

(나) 모션 작동기 위치

라. 객관적인 모션 신호 시험(주파수 영역)

(1) 배경

이 시험은 모션 플랫폼 응답에 대한 비행모델의 출력으로부터 모션 큐잉 시스템의 응답을 정량화한다. 모션 시스템 주파수 응답과 같은 기타 모션 시험은 모션 시스템 하드웨어만의 기계적인 성능에 중점을 둔다. 이 시험의 의도는 전체 주파수 범위에 걸쳐서 특정 자유도 전달 관계에 대한 전체 모션 시스템의 정량적인 주파수 응답 기록을 제공하는 것이다. 이 범위는 특정 항공기 형식에 대한 수동 조종 범위와 인증시험 중 설정된 시뮬레이터를 대표하여야 한다. 이 시험의 측정에는 모션 큐잉 알고리즘, 모션 플랫폼 역학 및 모션 큐잉 및 조종 시스템 구현에 따른 전송지연의 결합된 영향을 포함하여야 한다. FSTD의 항공기 변형 및 회전뿐만 아니라 교차 결합 관계를 재현하는 능력을 설명하는 특정 주파수 응답이 이 측정의 부분으로 요구된다. 전방으로의 항공기 가속을 시뮬레이션할 때 시작 신호 제공을 위해서 시뮬레이터가 전방으로 순간적으로 가속된다. 이는 직접적인 전달 관계로 간주된다. 시뮬레이터는 지속적인 특정한 힘을 발생하기 위하여 저역 통과 필터로 인하여 동시에 기수를 들어 올린다. 지속적인 특정 힘의 생성과 관련된 기울기 및 지속적인 특정 힘의 시작과 관련된 각속도 및 각가속도는 교차 결합 관계로 간주된다. 특정 힘은 항공기의 지속적인 특정 힘의 인지를 위해 요구되며, 반면에 각 속도와 가속도는 항공기에서 발생하지 않으나 최소화되어야 한다.

(2) 주파수 응답 시험

이 시험에서는 모션 큐잉 시스템에 대한 주파수 응답이 측정되어야 한다. 기준 사인파 신호는 모편 큐잉 계산 전에 조종사 참조 위치에 삽입된다. 자유도(직접 전달 관계)에 상응하는 모션 플랫폼의 응답뿐만아니라 교차 커플링(교차 커플링 관계)에서 발생하는 모션도 기록된다. 이는 조종사 모션 큐잉에 중요한 시험이며, 모든 종류의 비행기에 적용할 수 있는 일반적인 시험이다.

(3) 이 시험은 FSTD의 최초 인증 시 한 번만 실행되면 되고 지속적인 인증 목적으로는 요구되지 않는다. 국토교통부는 FSTD의 제작사가 제공한 시험결과가 FSTD의 모션 큐잉 알고리즘의 조정을 지원하기 위하여 객관적인 모션 큐잉 시험에 사용되었음을 확인하는 적합성 확인서의 부분으로 인정하여야 한다.

마. 모션 진동

(1) 결과 프레젠테이션

특징적인 모션 진동은 비행 시뮬레이터가 특정 조건에서 비행할 때 비행기의 주파수 성분을 재현할 수 있는지 확인하는데 사용될 수 있다. 시험 결과는 수평축에 주파

수가 있고 수직축에 진폭이 있는 동력 스펙트럼 밀도(PSD) 그림으로 표시되어야 한다. 비행기 데이터와 비행 시뮬레이터 데이터는 동일한 척도 및 동일한 형식으로 표시되어야 한다. 비행 시뮬레이터 데이터를 생성하는데 사용된 알고리즘은 비행기 데이터에 사용된 것과 동일해야 한다. 만약 그것들이 동일하지 않다면 비행 시뮬레이터 데이터에 대하여 사용된 알고리즘이 충분히 비교할 수 있는 것임이 입증되어야 한다. 최소한 지배적인 축을 따라 결과가 재현되어야 하고 재현되지 않는 다른 축에 대한 근거가 제공되어야 한다.

(2) 결과 해석

PSD 그림의 전반적인 추세는 지배적인 주파수에 초점을 맞추면서 고려되어야 한다. PSD 그림의 고주파수 및 저진폭 부분은 덜 강조되어야 한다. 분석 중에 비행 시뮬레이터의 특정 구조의 구성요소는 필터링된 공명 주파수를 가지며 PSD 그림에 나타나지 않을 수 있다. 필터링이 요구되는 경우 노치 필터 대역폭을 1Hz로 제한하여 버펫 느낌이 부정적인 영향을 받지 않도록 해야 한다. 또한 특징적인 모션 진동이 필터링에 의해서 부정적인 영향을 받지 않는다는 것을 설명하기 위한 근거가 제공되어야 한다. 진폭은 아래에 설명된 대로 비행기 데이터와 일치해야 한다. 그러나 PSD 그림이 주관적인 이유로 변경되었다면, 변경을 정당화하기 위해 근거가 제공되어야 한다. 그림이 로그 척도인 경우, 버펫의 진폭을 가속도 관점에서 이해하기 어려울 수 있다. 예를 들어, 1×10^{-3}g-rms^2/Hz는 무거운 버펫을 설명하고 깊은 실속 방식에서 볼 수 있다. 그 대신에 1×10^{-6}g-rms^2/Hz의 버펫은 거의 인식할 수 없지만 저속에서 플랩 버펫으로 재현될 수 있다. 앞의 두 가지 예는 1,000배 크기의 차이가 있다. PSD 그림은 30년(10년은 10의 크기 변화로, 20년은 100의 크기 변화)을 나타낸다.

주: 예, ‘‘g-rms^2 는 “중력가속도 g”를 제곱하여 평균을 구하고 다시 제곱근을 구한 것

7. 음향시스템(Sound System)

가. 일반사항

비행기의 총 음향 환경은 매우 복잡하며, 대기 조건, 비행기 형상, 대기속도, 고도 및 동력 설정에 따라 변화한다. 조종실 음향은 조종실 운용 환경의 중요한 구성요소이며 조종사에게 중요한 정보를 제공한다. 이러한 청각 신호는 조종사를 돕거나(비정상 상황을 지시하는 것) 방해(산만, 불쾌)할 수 있다. 효과적인 훈련을 위하여 비행 시뮬레이터는 정상 및 비정상 운항 중에 조종사가 인지할 수 있고 비행기의 것과 비교할 수 있는 조종실 음향을 제공하여야 한다. 비행 시뮬레이터 운영자는 기기가 설치될 위치의 배경소음을 주의깊게 평가하여야 한다. 음향 요건의 적합성을 입증하기 위하여 이 규정의 목적 또는 검증 시험은 조종사가 일반적으로 경험하게 되는 정상 정적인 조건의 대

표적인 샘플을 제공하도록 선택되었다.

나. 대체 추진

복수의 추진장치가 있는 FFS에서 비행기 제작자 또는 기타 데이터 공급업체가 추진계통(엔진 또는 프로펠러)의 변경 때문에 심각하게 다른 것으로 식별되는 경우 제2호 자목 점검표에 나열된 모든 조건을 QTG의 일부로서 평가하도록 제시되어야 한다.

다. 데이터 및 데이터 수집 시스템

(1) 비행 시뮬레이터 제작자에게 제공되는 정보는 국제항공운송협회(IATA) "비행 시뮬레이터 설계 및 성능 데이터 요건"에서 권고하는 형식으로 제시되어야 한다. 이 정보는 교정 및 주파수 응답 데이터가 포함되어야 한다.

(2) 제2호 자목 점검표에 나열된 시험을 수행하기 위하여 사용된 시스템은 다음 기준에 준수하여야 한다.

(가) 옥타브, 하프 옥타브 및 1/3 옥타브 밴드 필터 설정에 대한 사양은 ANSI SI.11-1986에서 확인할 수 있다.

(나) 측정용 마이크로폰은 국제 전기기술 위원회(International Electrotechnical Commission, IEC) 1094‐4‐1995에 규정된 대로 type WS2 이상이어야 한다.

(3) 헤드셋: 비행기 정상 운항 중에 헤드셋이 사용되는 경우 비행 시뮬레이터 평가 중에도 헤드셋이 사용되어야 한다.

(4) 재생 장비: 최초 평가중에 QTG 조건의 기록 및 재상장비가 제공되어야 한다.

(5) 배경 소음

(가) 배경소음은 비행 시뮬레이터의 소음으로 비행기와 관련은 없지만 비행 시뮬레이터의 냉각 및 유압시스템 및 건물 내 다른 위치에서의 외부 소음에 의해 발생한다. 배경소음은 비행기 음향의 정확한 시뮬레이션에 심각하게 영향을 줄 수 있으며 비행기 음향 이하로 유지되어야 한다. 일부 사례에서는 배경소음에 대한 보상을 위하여 시뮬레이션의 음향 레벨을 올릴 수도 있다. 그러나 이러한 접근법은 규정된 허용오차 및 평가 조종사의 음향 환경에 대한 주관적인 수용성에 의해 제한된다.

(나) 배경 소음 수준의 수용성은 재현되는 비행기의 정상 소음 수준에 따라 달라진다. 다음 지점에 정의된 선 이하로 떨어진 배경소음 수준은 허용할 수 있다.

(i) 50Hz에서의 70dB

(ii) 1,000Hz에서의 55dB

(iii) 16kHz에서의 30dB

주: 이들 한계는 비가중 1/3 옥타브 밴드 음향 레벨에 대한 것이다. 배경소음에 대한 이들 한계를 충족한다고 하여 허용할 수 있는 비행 시뮬레이터가 된다는 보장은 없다.

이 한계 아래로 떨어진 비행기 음향은 세심한 검토가 요구되며 배경 소음에 대한 하한선이 요구될 수 있다.

(6) 검증 시험: 시뮬레이션이 비행기를 대표하는 여부를 확인하기 위하여 지정된 허용오차를 적용할 때 비행기 기록의 결함을 고려하여야 한다. 일반적인 결함의 예는 다음과 같다.

(가) 대상 항공기간의 데이터 변화량

(나) 마이크의 주파수 응답

(다) 측정의 반복성

[표 3-2] 갱신 인증시 주파수 응답 시험의 허용오차

Band center frequency	최초 결과 (dBSPL)	갱신 인증 결과 (dBSPL)	절대값 차
50	75.0	73.8	1.2
63	75.9	75.6	0.3
80	77.1	76.5	0.6
100	78.0	78.3	0.3
125	81.9	81.3	0.6
160	78.8	80.1	0.3
200	83.1	84.9	1.8
250	78.6	78.9	0.3
315	79.5	78.3	1.2
400	80.1	79.5	0.6
500	80.7	79.8	0.9
630	81.9	80.4	1.5
800	73.2	74.1	0.9
1000	79.2	80.1	0.9
1250	80.7	82.8	2.1
1600	81.6	78.6	3.0
2000	76.2	74.4	1.8
2500	79.5	80.7	1.2
3150	80.1	77.1	3.0
4000	78.9	78.6	0.3
5000	80.1	77.1	3.0
6300	80.7	80.4	0.3
8000	84.3	85.5	1.2
10000	81.3	79.8	1.5
12500	80.7	80.1	0.6
16000	71.1	71.1	0.0
평균			1.1

8. 신규 또는 파생형 비행기에 대한 모의비행장치의 인증에 대한 추가 정보

가. 일반적으로 성능, 취급 품질, 시스템 또는 전자장비에 대한 비행기 제작사의 승인된 최종 데이터는 신규 또는 파생형 비행기 운항 투입 한참 후까지 사용할 수 없다.

그러나 초도 비행기의 운항 투입 수개월 전에 조종사의 훈련 및 인증이 시작된다. 따라서 비행 시뮬레이터의 중간 검사를 위하여 비행기 제작사가 제공한 예비 데이터를 사용해야 할 수 있다.

나. 이러한 경우, 국토교통부는 훈련, 인증 및 서비스 투입을 위하여 필요한 프로그램 일정을 허용하기 위하여 부분적으로 검증된 예비 비행기 및 시스템 데이터, 조기 사용(“red label”)이 허용된 전자장비 데이터를 수용할 수 있다.

다. 예비 데이터를 기반으로 인증을 받으려는 시뮬레이터 운용자는 비행 시뮬레이터 인증을 위하여 예비 데이터 사용에 대하여 특별 약정을 맺기 위해 국토교통부와 협의하여야 한다. 운영자는 데이터 계획 및 비행 시뮬레이터 인증 계획을 수립하기 위하여 비행기 및 시뮬레이터 제작사와 협의하여야 한다.

라. 예비 데이터에 대하여 국토교통부로부터 인정을 받기 위하여 따라야 할 절차는 비행기 제작사마다 다를 것이다. 각 비행기 제작사의 신규 비행기 개발 및 시험 프로그램은 특정 프로젝트의 수요에 따라 설계되었고, 다른 제작사의 프로그램 또는 다른 비행기에 대한 동일한 제작사의 프로그램에 따른 동일한 이벤트나 이벤트의 순서를 포함하지 않을 수 있다. 그러므로 예비 데이터의 인정을 위하여 규정된 불변의 절차는 없으나 대신에 시뮬레이터 운영자, 비행기 제작사 및 비행 시뮬레이터 제작사 그리고 국토교통부가 합의한 이벤트, 데이터 출처 및 검증 절차의 최종 순서를 설명하는 문서가 있어야 한다.

주: 비행 시뮬레이터 모델링을 위하여 필요한 비행기 제작사가 제공한 데이터의 설명은 IATA 문서 “비행 시뮬레이터 설계 및 성능 데이터 요건”에서 확인할 수 있다.

마. 예비 데이터는 최종 데이터가 예비 추정치에서 크게 벗어나지 않는다는 보장과 함께 제작사의 비행기를 가장 잘 나타내야 한다. 이러한 예측 또는 예비 기법으로부터 도출된 데이터는 최소한 다음의 데이터를 포함하고 사용가능한 출처에 대하여 검증되어야 한다.

(1) 제작사의 엔지니어링 보고서: 보고서는 사용된 예방 방법을 설명하고 유사한 프로젝트 해당 방법의 과거 성공을 보여주어야 한다. 예를 들어, 제작사는 이전 비행기 모델에 해당 방법의 적용을 보여주거나 이전 모델의 특성을 예측하고 결과를 해당 모델에 대한 최종 데이터와 비교할 수 있다.

(2) 초기 비행시험 결과: 이 데이터는 보통 비행기 인증시험으로부터 도출되며 초기 비행 시뮬레이터 검증을 위하여 최대 이점을 얻기 위해 사용되어야 한다. 비행기 인증 프로그램 초기에 일반적으로 수행되어야 할 특정 중요한 시험들은 필수적인 조종사 훈련 및 인증 기동을 검증하기 위하여 포함되어야 한다. 여기에는 조종사가 비행기 고장

모드 또는 엔진 고장을 대처하도록 예상되는 경우가 포함된다. 비행시험 프로그램 초기에 사용할 수 있는 비행시험 데이터는 비행기 제작사의 시험비행 프로그램 설계에 따라 달라지며 각 사례는 동일하지 않을 수 있다. 비행기 제작사의 시험비행 프로그램에는 비행 시뮬레이터 검증을 위하여 아주 초기의 비행시험 결과의 생성을 위한 규정을 포함하여야 한다.

바. 예비 데이터의 사용은 무한하지 않다. 비행기 제작사의 최종 데이터는 비행기의 최초 서비스 투입 후 12개월 이내 또는 검사관, 시뮬레이터 운영자 및 비행기 제작사가 합의한 바에 따라 이용할 수 있어야 한다. 예비 데이터를 사용하여 중간 인증에 적용할 경우 시뮬레이터 운영자 및 검사관은 업데이트 프로그램에 동의하여야 한다. 여기에 특별 조건이 있고 다른 일정이 허용되지 않는 한 최종 데이터 공개 후 12개월 내에 최종 데이터 업데이트가 비행 시뮬레이터에 설치되도록 명시하는 것이 포함된다. 비행 시뮬레이터 성능 및 취급 검증은 비행시험 또는 기타 승인된 출처로부터 도출된 자료를 기반으로 한다. 최초 비행기 시스템 데이터는 엔지니어링 테스트 후 업데이트 되어야 한다. 최종 비행시스템 데이터는 또한 비행 시뮬레이터 프로그래밍 및 검증을 위해 사용되어야 한다.

사. 비행 시뮬레이터 전자장비는 필수적으로 비행기 전자장비(하드웨어 및 소프트웨어) 업데이트와 보조를 맞추어야 한다. 비행기와 비행 시뮬레이터 업데이트 사이에 허용되는 시간 경과가 최소화되어야 한다. 이는 업데이트 규모와 QTG, 조종사 훈련 및 인증에 영향을 미치는지에 따라 달라질 수 있다. 비행기 및 비행 시뮬레이터 전자장비의 버전 차이 및 비행 시뮬레이터 인증에 미치는 영향의 결과는 시뮬레이터 운영자와 검사관이 합의하여야 한다. 비행 시뮬레이터 제작사와의 인증과정 전반에 걸쳐 협의하는 것이 바람직하다.

아. 다음은 중간 인증 계획의 개발에 사용될 수 있는 설계 데이터 및 출처의 예를 설명한다.

(1) 계획은 비행시험 및 엔지니어링 시뮬레이션 데이터의 혼합에 근거한 QTG의 개발로 구성되어야 한다. 특정한 비행기 비행시험 또는 기타 비행으로부터 수집된 데이터의 경우 허용가능한 일치 증명(POM)을 지원하는데 필요한 요구되는 설계모델 또는 데이터 변경은 비행기 제작사에 의해 생성되어야 한다.

(2) 두 가지 데이터 세트의 적절한 검증을 위해 비행기 제작사는 동일한 조종입력에 의해 구동되고 비행시험에서 기록된 대로 동일한 대기조건이 적용되는 경우, 시뮬레이션 모델 응답을 비행시험 데이터와 비교하여야 한다. 모델 응답은 다음의 시스템들이 통합된 방식으로 구동하고, 시뮬레이터 제작사가 발행한 설계 데이터와 일치하는 시뮬레이션에서 생성되어야 한다.

(가) 추진

(나) 공기역학

(다) 중량 특성

(라) 비행 조종

(마) 안정성 증대

(바) 브레이크/랜딩 기어

자. 자격이 있는 시험 조종사가 신규 비행기 형식의 비행 시뮬레이터 인증을 위한 취급 품질 및 성능 평가를 하는 데 사용되어야 한다.

9. 모의비행장치 엔지니어링(데이터 검증)

가. 시뮬레이션된 비행기 형상의 변경때문에 완전하게 검증된 모의비행장치(예; 비행시험 결과로 검증된)가 변경되는 경우, 비행기 제작사 또는 기타 인정할 수 있는 데이터 공급업체는 검증된 엔지니어링 모의비행장치/시뮬레이션의 검증 데이터를 제공하여 비행시험 데이터를 선택적으로 보완하기 위해 검사관과 협의하여야 한다. 검사관에게 검증 데이터를 생성하는 데 사용될 엔지니어링 시뮬레이션 또는 엔지니어링 모의비행장치를 검증할 기회가 제공되어야 한다. 검증된 엔지니어링 시뮬레이션으로부터의 검증 데이터는 본질적으로 점진적인 변경에 대하여 사용될 수 있다. 제작사 또는 기타 데이터 공급업체는 항공기 성능의 예측된 변경이 입증된 성공 이력과 검증 결과를 가진 수용가능한 항공이론에 기반함을 입증할 수 있어야 한다. 여기에는 예측 및 비행시험 검증 데이터의 비교를 포함하여야 한다.

나. 비행시험에서 도출된 데이터에 대한 대체방안으로서 시뮬레이션 검증 데이터에 대하여 엔지니어링 모의비행장치를 사용하려는 비행기 제작사 또는 기타 인정할 수 있는 데이터 공급업체는 검사관과 협의하여 다음을 제공하여야 한다.

(1) 제안된 항공기 변경에 대한 설명, 제안된 모의비행장치 모델 변경사항에 대한 설명 및 원 모델에서 현 모델로 이어지는 단계별 설명을 포함하는 실제 시뮬레이션 모델 수정에 대한 감사를 포함하는 통합 형상관리 프로세스의 사용

(2) 제안된 계획에 대한 검사관 검토를 위한 일정 및 제안의 수용성을 확립하기 위한 후속 검증 데이터

(3) 비행시험 데이터의 특정 구간을 보충하기 위하여 검증된 엔지니어링 모의비행장치/시뮬레이션의 검증 데이터

다. 공기역학, 엔진, 비행 조종 또는 지상조종 모델에 대한 엔지니어링 모의비행장치 검증 데이터를 공급하기 위한 인증을 받기 위하여 비행기 제작사 또는 기타 인정할 수 있는 데이터 공급업체는 다음 사항을 충족하여야 한다.

(1) 다음과 같은 능력을 입증할 수 있어야 한다.

(가) 높은 정확도가 있는 시뮬레이션 모델의 개발과 구현

(나) 조종 및 성능 특성에 대한 추가적인 비행시험 활동을 방지하기 위하여 충분한 정확도가 있도록 비행기의 조종 및 성능을 예측

(2) 엔지니어링 모의비행장치는 다음을 갖추고 있다.

(가) 시뮬레이션된 비행기의 등급을 재현하는 조종실을 갖춘 물리적 객체

(나) 수동 비행을 위한 충분한 제어장치

(다) 통합된 방식으로 구동되는 모델

(라) 원본 또는 기준 시뮬레이션 모델로서 완전한 비행시험으로 검증된 시뮬레이션 모델

(마) 조종실 외부 영상 시스템

(바) 배포된 소프트웨어의 검증을 지원하기 위하여 동등한 소프트웨어 시뮬레이션이 있는 교환가능한 실제 항공전자장비 박스

(사) 훈련 커뮤니티에 배포된 것과 동일한 모델 사용(독립형 일치 증명 및 점검 문서를 생성하는 데 사용될 수 있음)

(아) 비행기 개발 및 인증 지원에 사용

(자) 제작사의 조종사(또는 기타 인정가능한 데이터 제공업체), 인증서 소지자 및 검사관에 의해 비행기에 대한 높은 정확도가 있는 것으로 확인

(3) 대표적인 통합된 일치 증명 사례의 세트를 생성하기 위하여 엔지니어링 모의비행장치를 사용한다.

(4) 엔지니어링 모의비행장치의 작동 구성요소에 대한 하드웨어 및 소프트웨어를 포함하는 형상 제어시스템을 사용한다.

(5) 변경의 예측 효과가 이 규정의 조항 내에 있음을 입증하고, 추가적인 비행시험 데이터를 요구하지 않음을 확인한다.

라. 검증 데이터에 대한 추가 요건

(1) 검증 데이터를 제공 목적으로 사용 시, 엔지니어링 모의비행장치는 데이터 패키지를 제외하고는 훈련 모의비행장치에 현재 적용할 수 있는 기준을 충족하여야 한다.

(2) 사용된 데이터 패키지는 다음과 같아야 한다.

(가) 비행기 설계, 개발 또는 인증 프로세스에서 도출된 엔지니어링 예측으로 구성되어야 한다.

(나) 공기역학, 엔진 작동, 항공전자장비 작동, 비행 조종 적용 또는 지상 조종에 대해 입증된 성공 이력과 검증 결과를 가진 허용가능한 항공이론에 기반되어야 한다.

(다) 기존 비행시험 데이터로 검증되어야 한다.

(라) 비행시험 비행기가 아닌 양산 비행기의 형상에 적용할 수 있어야 한다.

(3) 엔지니어링 모의비행장치 데이터가 QTG의 일부로 사용되는 경우 훈련 모의비행장치와 검증 데이터는 필수적으로 일치하여야 한다.

(4) 이들 기준과 수정된 시뮬레이션 모델을 사용하는 훈련 비행 모의비행장치는 ICAO Doc 9625, "비행 모의비행장치의 인증을 위한 기준 매뉴얼"에 포함된 것과 같이 최소한 국제적으로 인정된 기준을 충족하여야 한다.

10. 유보(Reserved)

11. 검증시험 허용오차

가. 비행시험 외의 허용오차

엔지니어링 모의비행장치 데이터 또는 기타 비행시험 외 데이터가 [표 3-1] 점검표에 나열된 객관적인 시험의 허용가능한 양식으로 사용되는 경우, 데이터 공급자는 관련 비행시험 허용오차의 40% 내에서 엔지니어링 시뮬레이션 결과를 복제할 수 있는 문서화된 수학적 모델과 시험 절차를 제공하여야 한다.

나. 배경

(1) [표 3-1] 점검표에 나열된 허용오차는 기준으로서 비행시험 데이터를 사용하여 품질을 측정하도록 설계되었다.

(2) 올바른 엔지니어링 판단을 위해 모든 시험에서 허용오차를 적용하여야 한다. 결과가 규정된 허용오차를 벗어날 경우 시험은 부적합한 것으로 한다.

(3) 기준 데이터를 생성하기 위해 사용된 동일한 시뮬레이션 모델이 모의비행장치(예; 두 세트의 결과는 "본질적으로" 유사하다)를 시험하는 데 사용되기 때문에 엔지니어링 모의비행장치 데이터는 수락 가능하다.

(4) 두 소스의 결과는 다음과 같은 사유로 달라질 수 있다.

(가) 하드웨어(항공전자장비 유닛 및 비행 조종장치)

(나) 반복 속도

(다) 실행 순서

(라) 통합 방법

(마) 프로세서 아키텍처

(바) 다음을 포함한 디지털 동향

(i) 보관 방법

(ii) 데이터 취급 차이

(iii) 트림 허용오차 자동 시험

(5) 기준 데이터와 비행 모의비행장치 결과 사이의 허용오차 한계는 일반적으로 해당 “비행시험” 허용오차의 40%이다. 그러나, 사용된 모의비행장치 모델이 더 높은 정확도를 갖거나 통합된 시험 루프에서 그것들이 계단식으로 연결된 방식이 데이터 제공자가 공급한 것보다 더 높은 정확도를 갖는 경우가 있을 수 있다. 이러한 상황에서는 40%보다 큰 오류가 발행할 수 있으며, 모의비행장치 운영자가 적절한 설명을 제공하는 경우 40%보다 큰 오류는 인정될 수 있다.

(6) 다음과 같은 이유로 허용오차를 엔지니어링 시뮬레이터가 생성한 검증 데이터에 적용하기 위한 지침이 필요하다.

(가) 비행시험 데이터가 종종 기술적인 사유로 인해 사용할 수 없는 경우

(나) 대체 기술적 솔루션이 발달하고 있는 경우

(다) 비용이 높은 경우

12. 검증 데이터 로드맵

가. 비행기 제작사 또는 기타 데이터 공급업체는 데이터 패키지의 일부로서 검증 데이터 로드맵(VDR) 문서를 제공하여야 한다. VDR 문서는 QTG에서 검증 데이터로 사용할 최상의 데이터 소스로 권장하는 비행기 검증 데이터 공급업체의 안내 지침을 포함한다. VDR은 예비 평가, 1992년 이전에 인증을 받은 비행기에 대한 모의비행장치 인증 및 대체 엔진 또는 항공전자장치 적합성 인증을 요청할 때 특별한 가치가 있다. QPS에 포함된 기준에 따라 인증받은 기기를 갖추려는 운영자는 계획 단계에서 가능한 빨리 검사관에게 VDR을 제출하여야 한다. 검사관은 QTG에 대한 검증 자료로 사용될 데이터를 승인하는 최종 권한이 있다.

나. VDR은 모든 요구되는 시험에 대한 데이터의 소스(매트릭스 형식으로)를 식별하여야 한다. 또한, 특정 엔진 형식, 추력 등급 구성 및 비행기 조종 품질 및 성능에 영향을 끼치는 모든 항공전자장비의 개정 수준에 대하여 이들 데이터의 검증에 관한 지침을 제공하여야 한다. VDR에는 데이터 또는 파라미터가 누락되거나, 엔지니어링 시뮬레이션 데이터가 사용되거나, 비행시험 방법에 대한 설명이 필요하거나 데이터 요건에 차이가 있는 경우에 대한 근거 또는 설명을 포함하여야 한다. 추가적으로 문서에는 검증 데이터의 기타 적절한 소스를 참조하여야 한다. (예; 음향 및 진동 데이터 문서)

다. [표 3-1]의 비행기에 대한 샘플 검증 데이터 로드맵(VDR)은 테스트의 간략한 목록에 대한 검증 데이터의 출처를 식별하는 일반적인 로드맵 매트릭스를 보여준다. 이것은 단지 예시일 뿐이고 실제 데이터를 제공하는 것은 아니다. 완전한 매트릭스는 모든 시험조건을 다루어야 하며 실제 데이터 및 데이터 출처를 제공하여야 한다.

라. 근거 페이지의 두 가지 예는 IATA의 “Flight Simulator Design and Performance Data Requirements” 문서의 Appendix F에 제시되어 있다. 여기에는 데이터 이상을 설명하거나 QTG 검증 요건에 대한 대체 데이터 사용을 위한 기준을 제공하는 데 사용된 헬리콥터의 형식과 항공전자장비 형상 정보 및 기술적인 엔지니어링 근거를 설명한다.

[표 3-3] 비행기에 대한 샘플 검증 데이터 로드맵

ICAO or IATA #	Test Description		Validation Source		Validation Document						Comments
Notes: 1. Only one page is shown; and some test conditions were deleted for brevity. 2. Relevant regulatory material should be consulted and all applicable tests addressed. 3. Validation source, document and comments provided herein are for reference only and do not constitute approval for use. 4. CCA mode must be described for each test condition. 5. If more than one aircraft type (e.g., derivative and baseline) are used as validation data more columns may be necessary.		CCA Mode	Aircraft Flight Test Data	Engineering Simulator Data (DEF-73 Engines)	Aerodynamics POM Doc.#xxx123, Rev. A	Flight Controls POM Doc.#xxx456, NEW	Ground Handling POM Doc. #xxx789, Rev. B	Propulsion POM Doc. #321, Rev. C	Integrated POM Doc. #xxx654, Rev. A	Appendix to this VDR Doc. #xxx987, NEW	*Legend:* D71 = Engine Type (Thrust Rating of 71.5K) D73 = Engine Type (Thrust Rating of 73K) Bold upper case = primary validation source. Lower case, within parentheses = alternative validation source. R = Rationale included in the data package Appendix.
1.a.1.	Minimum Radius Turn.		X				**D71**				
1.a.2.	Rate of Turn vs. Nosewheel Angle (2 speeds).		X				**D71**				
1.b.1.	Ground Acceleration Time and Distance.		X				(d73)		**D73**		Primary data contained in IPOM.
1.b.2.	Minimum Control Speed, Ground (Vmcg).		(x)	X	(d71)					**D73**	See engineering rationale for test data in VDR.
1.b.3.	Minimum Unstick Speed (Vmu).		X		**D71**						
1.b.4.	Normal Takeoff.		X		(d73)				**D73**		Primary data contained in IPOM.
1.b.5.	Critical Engine Failure on Takeoff.		X		(d71)					**D73**	Alternative engine thrust rating flight test data in VDR.
1.b.6.	Crosswind Takeoff.		X		(d71)					**D73**	Alternative engine thrust rating flight test data in VDR.
1.b.7.	Rejected Takeoff.		X		**D71**					**R**	Test procedure anomaly; see rationale.
1.b.8.	Dynamic Engine Failure After Takeoff.			X						**D73**	No flight test data available; see rationale.
1.c.1.	Normal Climb – All Engines.		X		(d71)				**D71**		Primary data contained in IPOM.
1.c.2.	Climb – Engine-out, Second Segment.		X		(d71)					**D73**	Alternative engine thrust rating flight test data in VDR.
1.c.3.	Climb – Engine-out, Enroute.		X		(d71)					**D73**	AFM data available (73K).
1.c.4.	Engine-out, Approach Climb.		X		**D71**						
1.c.5.a.	Level Flight Acceleration.		(x)	X	(d73)					**D73**	Eng sim data w/ modified EEC accel rate in VDR.
1.c.5.b.	Level Flight Deceleration.		(x)	X	(d73)					**D73**	Eng sim data w/ modified EEC accel rate in VDR.
1.d.1.	Cruise Performance.		X		**D71**						
1.e.1.a.	Stopping Time & Distance (Wheel brakes / Light weight).			X	**D71**					(d73)	No flight test data available; see rationale.
1.e.1.b.	Stopping Time & Distance (Wheel brakes/ Med. weight).		X	(x)	**D71**					(d73)	
1.e.1.c.	Stopping Time & Distance (Wheel brakes / Heavy weight).		X	(x)	**D71**					(d73)	
1.e.2.a.	Stopping Time & Distance (Reverse thrust / Light weight).		X	(x)	**D71**					(d73)	
1.e.2.b.	Stopping Time & Distance (Reverse thrust / Med. Weight).			X	(d71)					**D73**	No flight test data available; see rationale.

13. 대체적합 엔진 데이터 허용지침(Acceptance Guidelines for Alternative Engines Data)

가. 배경

(1) 새로운 비행기 형식의 경우, 비행 검증 데이터의 대부분은 “기준” 엔진 형식의 실제 비행기 형상에서 수집된다. 이들 데이터는 해당 비행기 형식을 재현하는 모든 비행 시뮬레이터를 검증하는 데 사용된다.

(2) 추가적인 비행시험 검증 데이터는 기준 형상과 다른 비행기 형식의 엔진이 있거나 이전에 검증된 형상과 다른 정격 추력이 있는 엔진을 장착한 비행기를 재현하는 비행 시뮬레이터에 대하여 필요할 수 있다.

(3) 대체 엔진이 있는 비행시뮬레이터를 인증하는 경우, QTG에는 선택된 엔진 차이가 커야 하며, 예상되는 경우 비행시험 검증 데이터에 대한 시험을 포함하여야 한다.

나. 대체 엔진 적용 검증에 대한 승인 지침

(1) 다음의 지침은 대체 엔진 적용 또는 둘 이상의 엔진 또는 정격 추력이 있는 비행기를 재현하는 비행 시뮬레이터에 적용한다.

(2) 검증 시험은 엔진 형식 또는 정격 추력에 따라 종속적인 것과 그렇지 않은 두 그룹으로 구분될 수 있다.

(3) 엔진 형식 또는 정격 추력에 독립적인 시험의 경우 QTG는 모든 엔진 적용에 대한 검증 데이터에 기반할 수 있다. 이런 종류의 시험은 엔진 형식 또는 정격 추력을 독립적으로 지정하여야 한다.

(4) 엔진 형식에 영향을 받는 시험의 경우, QTG는 특정 비행기-엔진 형상을 검증하는데 충분하도록 선택된 엔진의 특별 비행시험 데이터를 포함하여야 한다. 이러한 효과는 엔진의 동적 특성, 추력 등급 또는 엔진과 관련된 비행기 형상 변경 때문에 있을 수 있다. 이런 종류는 서로 다른 엔진 제작자 제품간의 차이로 주된 특징이나, 단발 엔진 형식 내에서 이전에 비행으로 검증된 형상과 상당한 엔진 설계 변경으로 인한 차이점도 포함된다. 인정할 수 있는 시험의 목록은 [표 3-2] 대체 엔진 검증 비행 시험을 참조하여야 한다.

(5) 대체 엔진 검증 데이터는 13.다.(1) 및 (2) 또는 기타 데이터가 특별하게 허용된(예, 엔지니어링 시뮬레이터/시뮬레이션 데이터) 경우를 제외하고는 비행시험 데이터를 기반으로 하여야 한다. 새로운 정격 추력(퍼센트 단위의 변경 무시)이 있는 비행기의 비행 특성 인증이 포괄적인 안정성 및 비행계기 패키지를 갖춘 인증 비행시험을 요구하는 경우, [표 3-2]에 규정된 조건에서 비행시험으로부터 획득되어야 하고 QTG에 제시되어야 한다. 스로틀 조정 데이터 외의 비행시험 데이터는 새로운 정격 추력이 포괄적인 안정성 및 비행계기 패키지에 대한 요구 없이 비행기에서 인증된 경우 요구되지 않는다.

(6) [표 3-5]에 나열된 엔진별 비행시험 및 기준 엔진과 독립된 시험에 대한 보충으로서, 대체 엔진 형상으로 전체 QTG를 쉽게 실행할 수 있도록 추가적인 엔진별 엔지니어링 검증 데이터가 QTG에 제공되어야 한다. 운영자 및 검사관은 엔지니어링 시뮬레이션 데이터로 지원되어야 할 특정 검증 시험에 대해 사전에 동의하여야 한다.

(7) 매트릭스 또는 VDR은 각 시험에 대하여 적절한 검증 데이터 소스를 나타내는 QTG와 함께 제공되어야 한다.

(8) [표 3-5]의 비행시험 조건은 적절하고 비행 시뮬레이터의 대체 엔진 구현을 검증하기에 충분하여야 한다.

다. 시험 요건

(1) QTG는 다음과 같은 경우 대체 추력 등급을 검증하기에 충분한 엔진별 비행시험 데이터를 포함하여야 한다.

(가) 엔진 형식이 동일하지만, 이전에 비행시험으로 검증된 형상의 정격 추력을 약 5% 이상 초과하는 경우

(나) 엔진 형식이 동일하지만, 이전에 비행시험으로 검증된 최저 정격보다 15% 이상 낮은 정격 추력인 경우(수락할 수 있는 시험의 목록은 [표 3-2]를 참조)

(2) 추력 증가가 5%보다 크지만 비행 시험으로 추력 증가가 비행기의 비행 특성을 변경하지 않음이 확인된 경우에는 비행 시험 데이터를 필요로 하지 않는다.

(3) 스로틀 조정 데이터(예; 명령된 동력설정 파라미터 vs 스로틀 위치)는 이전에 검증된 엔진보다 높거나 낮은 모든 대체 엔진 형식과 엔진 정격추력을 검증하기 위하여 제공되어야 한다. 올바른 엔진 컨트롤러(하드웨어 및 소프트웨어)를 갖춘 테스트 비행기 또는 엔지니어링 테스트 벤치로부터의 데이터가 요구된다.

[표 3-4] 대체 엔진 검증 비행시험

항목	시험 설명	대체 엔진 형식	대체 정격 추력[2]
1.b.1., 1.b.4.	정상 이륙/지상 가속시간 및 거리	X	X
1.b.2.	항공기 인증시 수행된 경우, V_{mcg}	X	X
1.b.5. 1.b.8.	엔진 정지 이륙 두 가지 시험 중 하나를 수행할 수 있음 이륙 후 동적 엔진 고장	X X	
1.b.7.	비행기 인증 시 수행된 경우 이륙 중단	X	
1.d.1.	순항 성능	X	
1.f.1., 1.f.2.	엔진 가속 및 감속	X	X
2.a.7.	스로틀 조정[1]	X	X

항목	시험 설명	대체 엔진 형식	대체 정격 추력[2]
2.c.1.	동력 변경 역학 (가속)	X	X
2.d.1.	항공기 인증시 수행된 경우, V_{mcg}	X	X
2.d.5.	엔진 부작동 시 트림	X	X
2.e.1.	정상 착륙	X	

1. 엔진 형식 또는 정격 추력에 관한 모든 변경사항들이 제공되어야 한다.
2. 적용가능한 정격 추력의 정의는 13.다.(1)부터 13.다.(3)을 참조하여야 한다.

14. 대체 항공전자장비(비행 관련 컴퓨터 및 제어장치)에 대한 수락 지침

가. 배경

(1) 새로운 비행기 형식의 경우, 비행검증 데이터의 대다수는 “Base-line” 비행 관련 항공전자장비 세트가 있는 첫번째 비행기 형상에서 수집된다. 이들 데이터는 비행기 형식을 재현하는 모든 비행 시뮬레이터를 검증하는데 사용된다.

(2) 베이스라인과 다른 하드웨어 설계 또는 이전에 검증된 형상과 다른 소프트웨어 개정본이 있는 항공전자장비가 장착된 비행기를 재현하는 시뮬레이터에 대해서는 추가적인 검증 데이터가 필요할 수 있다.

(3) 추가 또는 대체 항공전자장비 구성이 있는 비행 시뮬레이터로 인증을 받을 경우, QTG에는 항공전자 장치 차이가 상당할 것으로 예상되어 선택된 사례에 대해 검증 데이터에 대한 시험을 포함하여야 한다.

나. 대체 항공전자장비 검증을 위한 승인 지침

(1) 다음의 지침은 수정된 항공전자장비 구성 또는 둘 이상의 항공전자장비 구성을 갖춘 비행기를 재현하는 비행 시뮬레이터에 적용한다.

(2) 기준 검증 데이터는 다른 데이터가 특별하게 허용되는 경우(예; 엔지니어링 비행 시뮬레이터 데이터)를 제외하고는 비행시험 데이터를 기반으로 하여야 한다.

(3) 비행기 항공전자장비는 QTG 결과에 제시되는 항공기 응답에 기능적인 거동에 기여하는 시스템 또는 구성요소와 그렇지 않은 시스템 두 그룹으로 나뉘어진다. 다음의 항공전자장비는 하드웨어 설계 변경 또는 소프트웨어 개정으로 기준 항공전자장비 구성(: 비행 조종 컴퓨터 및 엔진 컨트롤러, 자동조종, 브레이크계통, 앞바퀴 조향 시스템 및 고양력계통)에 대한 항공기 응답에 상당한 차이를 유발할 수 있는 기여 시스템의 예이다. 실속 경고 및 증대 시스템과 같은 관련 항공전자장비도 고려되어야 한다.

(4) 대체 항공전자장비의 적합성에 대한 QTG에 사용된 검증 데이터의 수용성은 다음에 따라 결정되어야 한다.

(가) QTG 검증 시험 응답에 영향을 미치지 않는 항공전자장비 시스템 또는 구성요소의 변경의 경우, QTG 시험은 이전에 검증된 항공전자장비 구성의 검증 데이터를 기반으로 할 수 있다.

(나) 특정 시험이 변경의 영향을 받지 않는 기여 시스템에 대한 항공전자장비 변경의 경우(예; 항공전자장비 변경이 내장 시험장비 업데이트 또는 다른 비행단계의 변경), QTG 시험은 이전에 검증된 항공전자장비 구성의 검증 데이터를 기반으로 할 수 있다. QTG는 이러한 항공전자장비 변경이 시험에 영향을 미치지 않는다는 신뢰할 만한 정당성 증명(예; 비행기 제작사 또는 시스템 공급업체)을 포함하여야 한다.

(다) 기여 시스템에 대한 항공전자장비 변경의 경우, 어떤 새로운 기능이 추가되지 않고, 비행기 응답에 대한 항공전자장비 변경의 영향이 입증된 성공 이력과 검증 결과를 가진 허용할 수 있는 항공원리에 기반한 경우, QTG는 이전에 검증된 항공전자장비 구성의 검증 데이터를 기반으로 할 수 있다. 이는 개정된 항공전자장비 구성에서 생성된 비행기 제작사의 엔지니어링 시뮬레이션의 항공전자장비 관련 특정 검증 데이터로 보충되어야 한다. QTG는 변경의 특성과 비행기 응답에 미치는 효과에 대한 설명을 포함하여야 한다.

(라) QTG의 일부 시험에 상당한 영향을 미치거나 새로운 기능이 추가된 기여 시스템에 대한 항공전자장비 변경의 경우, QTG는 이전에 검증된 항공전자장비 구성 및 대체 항공전자장비 개정을 검증하기에 충분한 보충 항공전자장비 관련 특정 비행시험 데이터와 같은 검증 데이터를 기반으로 하여야 한다. 항공전자장비의 변경이 포괄적인 비행 계측 패키지로 시험할 필요 없이 인증받은 경우, 추가적인 비행시험 검증 데이터는 필요하지 않을 수 있다. 비행기 제작사는 비행시험 시뮬레이터 데이터 요건을 사전에 검사관과 협의하여야 한다.

(마) 매트릭스 또는 “로드맵”은 각 시험에 대한 적절한 검증 데이터 소스를 식별하는 QTG와 함께 제공되어야 한다. 로드맵은 특정 시험 응답에 영향을 미칠 수 있는 기여 항공전자장비 시스템의 개정 현황 식별을 포함하여야 한다.

15. 전송지연 시험

가. 여기에서는 비행 시뮬레이터 시스템을 통해 유도된 전송지연을 특정 시간 지연을 초과하지 않도록 결정하는 방법을 설명한다. 전송지연은 인터페이스를 통한 조종입력, 각 호스트 컴퓨터 모듈을 통한 조종입력 및 모션, 비행 계기 및 시각 시스템에 대한 인터페이스를 통해 다시 측정되어야 한다. 전송지연은 최대 허용 간격을 초과해서는 아니 된다.

나. 전송지연의 4가지 예는 다음과 같다.

(1) 고전의 컴퓨터 사용없이 조종되는 항공기의 시뮬레이션

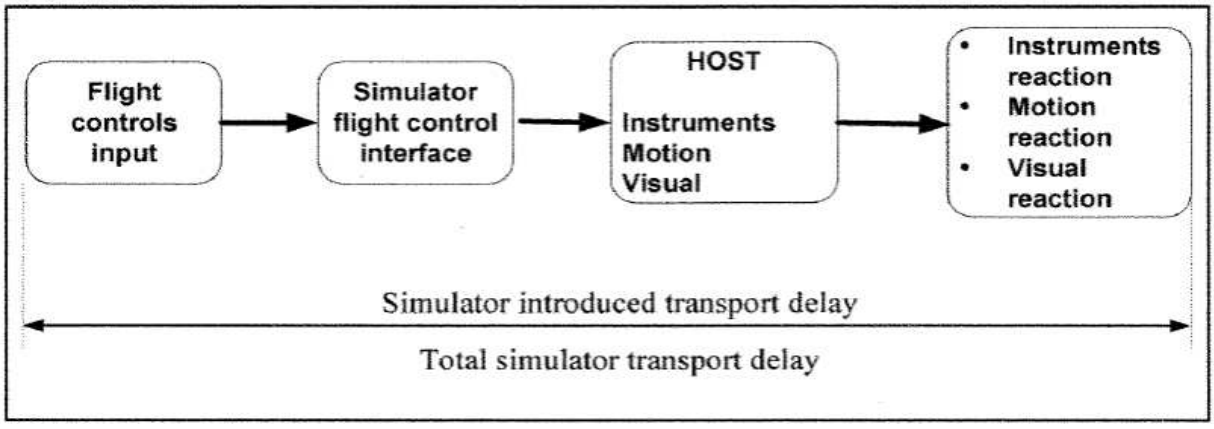
(2) 실제 비행기 블랙박스를 사용하는 컴퓨터로 제어되는 항공기의 시뮬레이션

(3) 비행기 박스의 소프트웨어 에뮬레이션을 사용하는 컴퓨터로 제어되는 항공기의 시뮬레이션

(4) 소프트웨어 항공전자장비 또는 재호스팅된 계기를 사용한 시뮬레이션

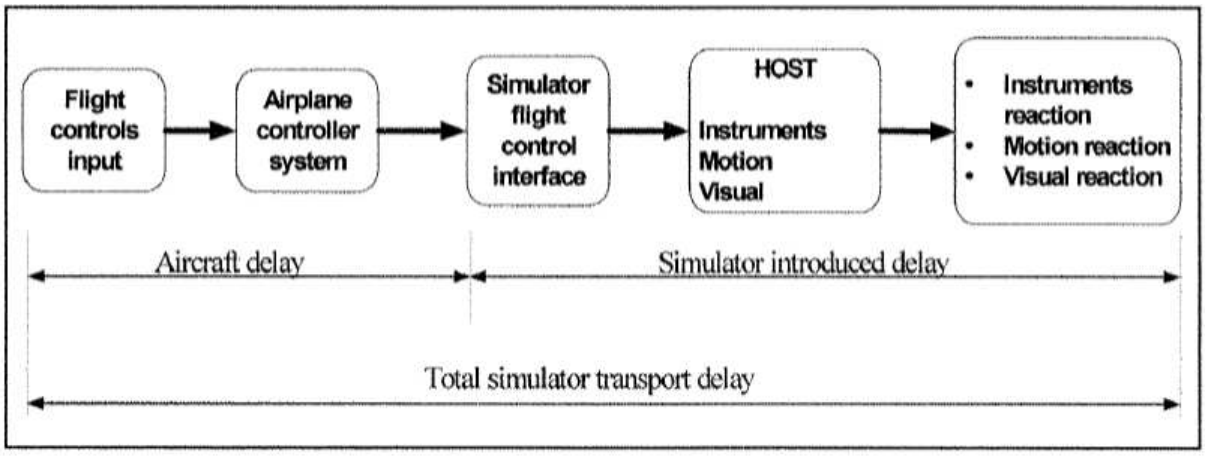
다. 아래 그림은 컴퓨터 없이 제어되는 비행기에 대한 총 전송지연 또는 고전의 전송지연 시험을 나타낸다. 이 경우 비행기에 유도된 지연이 없기 때문에 총 전송지연은 유도된 지연과 동등하다.

[그림 3-3] 고전의 컴퓨터 사용없이 조종되는 항공기의 시뮬레이션의 전송지연



라. 아래 그림은 실제 비행기 제어시스템에서 사용하는 전송지연 시험 방법을 나타낸다.

[그림 3-4] 실제 비행기 박스를 사용하여 검퓨터로 제어되는 항공기의 시뮬레이션의 전송지연



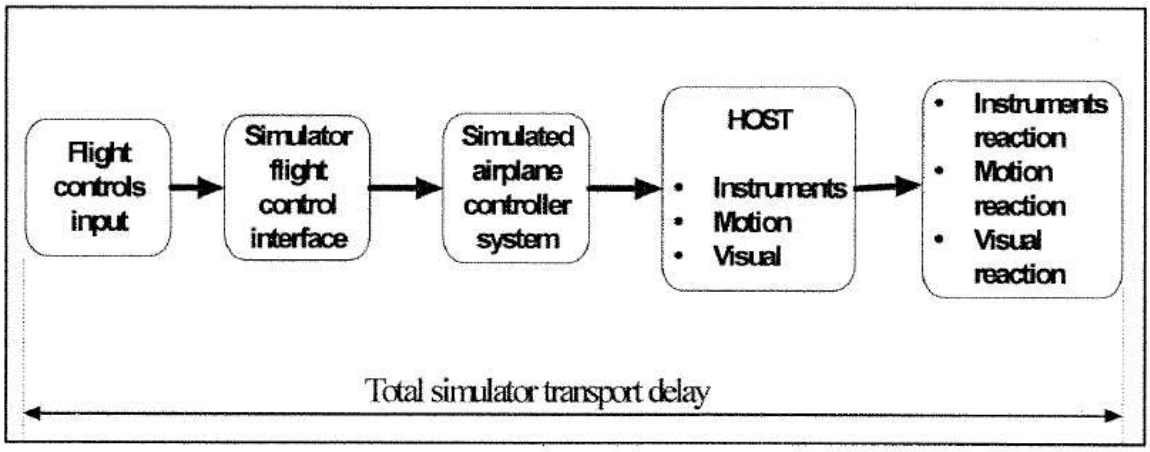
마. 모션, 계기 및 시각 신호에 대한 유도 전송 지연을 획득하기 위하여 비행기 제어장치에 의해 유도된 지연은 총 전송 지연에서 제외하여야 한다. 이 차이는 유도 지연을 나타내며, 별표 2 점검표에 규정된 기준을 초과하지 않아야 한다.

바. 유도 전송 지연은 조종실 입력에서부터 계기, 모션 및 시각 시스템의 응답까지 측정된다. (그림 3-3 참조)

사. 조종 입력은 또한 비행기 제어장치 시스템 입력 후 유도될 수 있으며, 유도된 전송지연은 조종 입력에서부터 계기, 시뮬레이터 모션 및 시각시스템의 응답까지 직접 측정될 수 있다. (그림 3-4 참조)

아. 아래 그림은 소프트웨어 에뮬레이트 비행기 조종장치 시스템을 사용하는 비행 시뮬레이터에 사용된 전송지연 시험 방법을 나타낸다.

[그림 3-5] 비행기 박스의 소프트웨어 에뮬레이션을 사용하는 검퓨터로 제어되는 항공기의 시뮬레이션의 전송지연



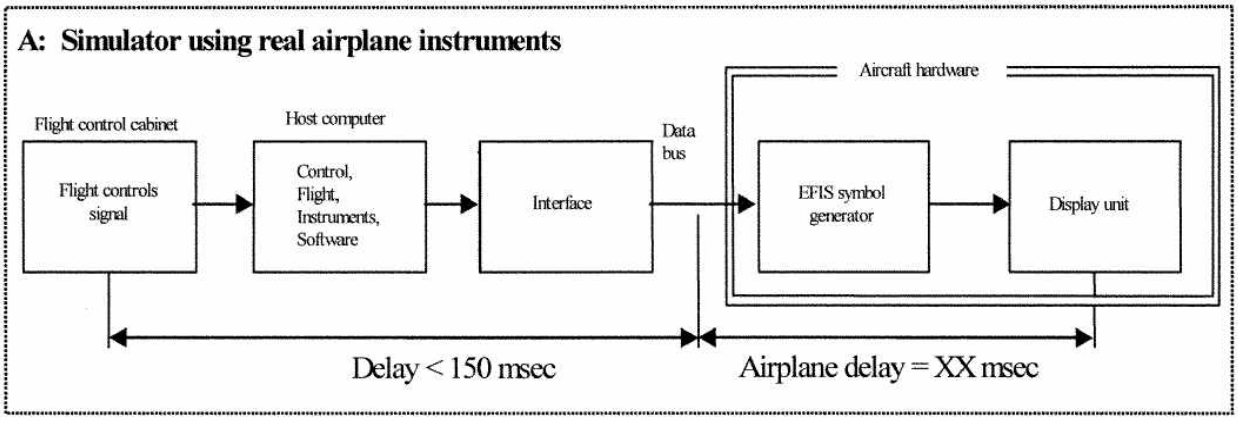
자. 피치, 롤 및 요 축에 대하여 시뮬레이션된 비행기 제어장치 시스템 아키텍처를 사용하여 유도 전송지연을 측정할 수 없다. 그러므로, 신호는 조종사 제어장치로부터 직접 측정되어야 한다. 비행 시뮬레이터 제작사는 비행기 제작사가 제공하는 실제 비행기 제어장치 시스템에 내재된 지연이 있기 때문에 총 전송지연을 측정하고, 실제 비행기 구성요소에 내재된 지연을 빼야 한다. 비행 시뮬레이터 제작사는 유도 지연이 점검표에 규정된 기준의 초과여부를 확인하여야 한다.

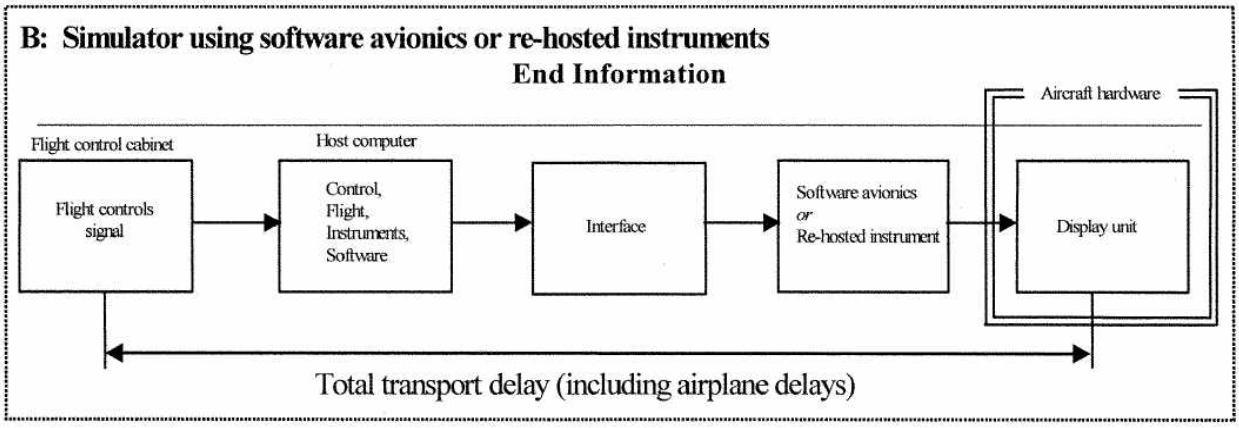
차. 시뮬레이션되었거나 재-호스트된 디스플레이 대신에 실제 비행기 계기 디스플레이 시스템을 사용하는 비행 시뮬레이터에 대해 계기 신호에 대한 특별한 측정. 비행 시뮬레이터 시스템의 경우, 총 전송지연이 측정되어야 하고, 유도 지연이 점검표에 규정된 기준을 초과하지 않도록 확인하기 위하여 실제 비행기 구성요소의 내재된 지연을 빼야 한다.

(1) [그림 3-6]의 A는 비행기 디스플레이 시뮬레이션 없는 전송지연 절차를 나타낸다. 유도 지연은 데이터 버스에서의 조종 이동 및 계기 변경 사이의 지연으로 구성된다.

(2) [그림 3-6]의 B는 소프트웨어 항공전자장비 또는 재호스트된 기기로 인해 유도된 지연을 측정하는데 필요한 수정된 시험 방법을 나타낸다. 전체 시뮬레이션된 계기 전송지연이 측정되어야 하고 비행기 지연을 이 총계에서 빼야 한다. 이 차는 유도 지연을 나타내며, 별표 2 점검표에 규정된 기준을 초과해서는 아니 된다. 데이터 버스와 디스플레이 사이의 비행기 고유 지연은 [그림 3-6] A에 식별되어 있다. 디스플레이 제작사는 이 지연시간을 제공하여야 한다.

[그림 3-6, 실제 또는 재-호스트된 계기 드라이버를 사용하는 비행기 시뮬레이션에 대한 전송지연]





카. 기록된 신호

전송지연 계산을 수행하기 위하여 기록된 신호는 개략적인 블록 다이어그램으로 설명되어야 한다. 비행 시뮬레이터 제작사는 각 신호가 왜 선택되었고 위의 설명과 어떤 관련이 있는지에 대한 설명을 제공하여야 한다.

타. 결과의 해석

비행 시뮬레이터 결과는 "샘플링 불확실성" 때문에 시험마다 시간에 따라 달라진다.

모든 비행 시뮬레이터는 호스트 컴퓨터에서 모든 모듈이 순차적으로 실행되는 특정한 속도로 구동된다. 비행 제어장치의 입력은 반복 시 항상 일어날 수 있으나, 이들 데이터는 새로운 반복이 시작하기 전에는 처리되지 않는다. 예를 들면, 60Hz로 구동되는 비행 시뮬레이터는 결과 사이에 16.67msec만큼의 차이가 있을 수 있다. 이는 시험이 실패하였음을 의미하지는 않는다. 대신에 이러한 차이는 입력 처리의 변동에서 기인한다. 일부 조건에서 호스트 시뮬레이터와 시각 시스템은 동일한 반복 속도로 구동하지 않아서 시각 시스템에 대한 호스트 컴퓨터의 출력은 항상 동기화되지는 않는다.

파. 전송지연 시험에서는 시각 시스템의 주간 및 야간모드 작동 모두를 고려하여야 한다. 두가지 경우 모두 별표 2 점검표에 규정된 허용오차를 충족하여야 하고, 새로운 정보를 포함하는 첫번째 비디오 탐색 종료 전 모션 응답이 일어나야 한다.

16. 계속적인 인증 평가(검증 시험 데이터 제출)

가. 배경

(1) 비행 시뮬레이터 최초 평가과정 중 MQTG가 생성된다. 이는 마스터 문서(이후 개정본 포함)로서 비행 시뮬레이터에 대한 계속적인 인증 평가시험 결과와 비교된다.

(2) 현재 수락된 계속적인 인증 평가결과를 제시하는 방법은 기준 데이터와 비행 시뮬레이터 결과를 겹쳐서 나타내는 것이다. 시험이 명시된 허용오차 내에 있는지를 판단하기 위하여 시험 결과를 주의깊게 검토한다. 이는 기준 데이터가 급격한 변화를 나타내거나 허용오차를 적용할 때 엔지니어링 판단을 요구하는 명백한 이상징후를 보일 때 시간을 많이 소모하는 프로세스가 될 수 있다. 이런 경우의 해결책은 MQTG의 결과와 비교하는 것이다. 계속적인 인증 결과는 수락을 위해 MQTG 결과와 비교된다. 비행 시뮬레이터 운영자와 검사관은 최초 인증 이후 비행 시뮬레이터 성능의 변화를 조사하여야 한다.

나. 계속적인 인증 평가 시험 결과 제출

(1) 비행 시뮬레이터 운영자는 최초 평가 및 이후 개정된 바에 따라 기록된 MQTG 비행 시뮬레이터 결과와 계속적인 인증 검증 시험 결과를 겹쳐서 나타내는 것이 권장된다. 검증 시험의 모든 변경사항은 쉽게 알 수 있어야 한다. 계속적인 인증 검증시험과 MQTG 결과를 나타내는 것 외에 운영자는 기준 데이터를 나타내는 것을 선택할 수 있다.

(2) 비행 시뮬레이터의 계속적인 인증 및 MQTG 검증시험 결과 사이에는 어떠한 제안된 허용오차가 없다. MQTG와 계속적인 인증 비행 시뮬레이터 성능 사이의 불일치 검증은 비행 시뮬레이터 운영자와 검사관의 재량에 맡겨진다.

(3) 설명될 수 없는 반복성 문제로 인한 변동 이외의 두 결과 사이의 차이는 조사되어야 한다.

(4) 비행 시뮬레이터는 기준 데이터와 자동 및 수동 검증 시험 결과 모두를 겹쳐서 나타낼 수 있는 능력을 유지하여야 한다.

17. 대체 데이터 소스, 절차 및 계기(B 등급 모의비행장치만 해당)

가. 운영자는 대체 데이터 소스, 절차 및 계기를 사용할 필요가 없다. 그러나, 대체 소스를 사용하기로 선택한 모든 운영자는 [표 3-5]의 요건을 준수하여야 한다.

나. 숙련된 모의비행장치 제작사는 실제 비행시험 데이터의 가용성을 기다리는 동안 새로운 시뮬레이터 구성에 대한 데이터베이스를 구축하는 수단으로 그러한 기법을 사용하는 것이 표준 관행이 되었다. 공기역학적 모델링 기법으로 생성된 데이터는 활용될 때 비행시험 데이터와 비교된다. 그러한 비교 결과 점점 더 일관적이게 되고, 적절한 경험이 적용된 이러한 기법이 B등급 모의비행장치에 사용할 공기역학적 모델 개발을 신뢰할 수 있고 정확하다는 것을 나타낸다.

다. 성공적인 비교 이력을 바탕으로 검사관은 시뮬레이터 적용을 위한 공기역학적 모델의 개발에 경험이 있는 사람들이 이러한 모델링 기법을 성공적으로 사용하여 B등급 모의비행장치에 대한 비행 시험 데이터를 획득하는 방법을 변경할 수 있다고 결론지었다.

라. [표 3-5]의 정보(대체 데이터 소스, 절차 및 정보)는 시뮬레이터 모델링 및 검증을 위한 데이터 소스에 대한 수락가능한 대안과 그러한 모델링과 검증 데이터를 수집하기 위하여 전통적으로 사용된 절차 및 계기에 대한 수락가능한 대안을 설명하기 위해 제시된다.

(1) 데이터 요구조건의 일부 또는 전부로 사용될 수 있는 대체 데이터 소스는 비행기 정비매뉴얼, 비행기 비행교범(AFM), 비행기 설계 데이터, 형식검사 보고서(TIR), 인증 데이터 또는 수락가능한 부가 비행시험 데이터이다.

(2) 운영자는 비행시험 또는 데이터 수립작업에서 대체 데이터 소스를 사용하기 전에 검사관과 협의하여야 한다.

마. 이러한 대체 대이터 소스, 절차 및 계기의 사용 시 검사관은 다음의 사항을 고려하여야 한다.

(1) 대체 수단을 통해 수집된 데이터는 모든 비행시험에 대해 받음각(AOA) 측정 또는 조종면 위치 측정을 요구하지 않는다. 그러나, 비행시험 프로그램이 수용할 수 있는 수평, 비가속, 트림된 비행데이터의 수집을 보장하는 경우 받음각은 충분히 유도될 수

있다. 3가지 기본 트림 시험 및 “Fly-by” 트림을 포함하여 수평, 비가속 및 트림된 비행을 시작하는 모든 시뮬레이터 시간 이력시험은 비행시험 피치각과 비교함으로써 받음각의 성공적인 검증이 될 수 있다. (주: 지면효과 모델의 개발에서 받음각의 중요성 때문에 특히, B등급 시뮬레이터에 적용할 수 있는 교차 조종 입력을 포함하는 정상 착륙 및 착륙에 중요하기 때문에, 안정적인 “Fly-by” 트림 데이터는 이러한 적용에 대하여 정상 및 교차 조종입력 착륙에 대한 객관적인 데이터로 수용가능한 기준이 될 것이다.

(2) 실제 항공기 측정값으로부터 결정되는 정확한 기어 및 케이블 신축 특성(적용가능한 경우)을 포함하여 엄격하게 정의되고 완전히 성숙한 시뮬레이션 조종 시스템 모델을 사용하여야 한다. 그러한 모델은 이러한 제한된 적용에서 비행 시험 객관적 데이터인 조종면 위치 측정을 요구하지 않는다.

바. 운영자는 가역 조종 시스템이 있는 비행기에 관한 어떤 문제의 명확화를 위해 검사관과 연락하는 것이 강력하게 권고된다. [표 3-5]는 컴퓨터로 제어되는 항공기 비행 시뮬레이터에는 적용하지 않는다.

사. 이러한 대체 데이터 소스, 절차 및 계기를 사용한다고 하여 운영자가 A등급 또는 B등급 FFS에 관한 이 문서에 포함된 기준을 준수하지 않아도 되는 것은 아니다.

아. [표 3-5]에서 사용된 “관성 측정 시스템” 용어는 기능성 GPS의 사용을 포함한다.

자. 대체 데이터 소스, 절차 및 계기의 사용을 위한 동기화된 비디오는 다음과 같아야 한다.

(1) 디스플레이의 배율이 적절한 측정 및 비교가 될 수 있도록 충분한 분해능

(2) 유사한 측정과 비교를 할 수 있는 충분한 크기와 증분을 표시하여야 하며, 비디오에서 제공된 세부사항은 수행된 특정 시험에 대하여 승인된 허용오차의 최소 ½까지 필요한 파라미터를 측정하고, 문제의 파라미터의 통합으로 변화율을 획득할 수 있을만큼 충분한 명확성과 정확성을 제공하여야 한다.

[표 3-5] 대체 데이터 소스, 절차 및 계기

QPS requirements				참고
객관적인 시험 목록	등급		대체 데이터 소스, 절차 및 계기	
시험 항목 및 제목	A	B		
1.a.1. 성능(지상 활주) 최소 선회반경	X	X	형식검사보고서(TIR), 비행교범(AFM) 또는 설계 데이터가 사용될 수 있다.	
1.a.2. 성능(지상 활주)		X	데이터는 일정한 조종장치 위치를	하나의 절차가 모든

QPS requirements				참고
객관적인 시험 목록	등급		대체 데이터 소스, 절차 및 계기	
시험 항목 및 제목	A	B		
선회 속도 vs 노즈 휠 조향각			사용하고, 안정적인 상태의 선회를 위한 분도기 또는 완전한 러더 페달 적용으로 측정되며, 방향 지시계의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다. 풀 페달을 사용하지 않은 경우, 페달 위치가 기록되어야 한다.	비행기의 조향 시스템에 적합할 수는 없다. 동시성을 위하여 적절한 측정 절차가 고안되고 제안되어야 한다.
1.b.1. 성능(이륙) 지상 가속시간 및 거리	X	X	예비 인증 데이터가 사용될 수 있다. 데이터는 브레이크 해제 전에 동력을 설정한 상태에서 이륙 도중에 스톱워치, 교정된 대기속도 및 활주로 마커를 사용하여 획득될 수 있다. 동력 설정은 수기로 기록될 수 있다. 관성 측정 시스템이 설치된 경우 속도와 거리는 가속도 측정을 통해 도출될 수 있다.	
1.b.2 성능(이륙) 공기역학적 조종만을 사용(해당 감항성 요건에 따른)하거나 저속, 엔진이 부작동하는 지송 조종 특성을 사용한 지상 최저 조종속도(V_{mcg})	X	X	데이터는 관성 측정 시스템과 교정된 비행기 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	적절한 파라미터를 기록하면서 V_{mcg} 근처의 속도에서 급격한 스로틀 감소가 사용될 수 있다. 노즈휠은 캐스터가 자유롭거나 동등하게 사이드 힘 발생이 없어야 한다.
1.b.3. 성능(이륙) 조기 회전 이륙 특성을 입증하기 위한 최소 이륙 속도(V_{mu}) 또는 이와 동등한 시험	X	X	데이터는 관성 측정 시스템과 교정된 비행기 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	
1.b.4. 성능(이륙) 정상 이륙	X	X	데이터는 관성 측정 시스템과 교정된 비행기 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다. 받음각(AOA)는 피치 자세와 비행 경로를 통해 계산될 수 있다.	
1.b.5. 성능(이륙) 이륙 중 임계엔진 고장	X	X	데이터는 관성 측정 시스템과 교정된 비행기 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	엔진 고장에 대한 비행기의 동적 응답과 비행경로 수정에 필요한 조종 입력을 기록하여야 한다.
1.b.6. 성능(이륙) 측풍 이륙	X	X	데이터는 관성 측정 시스템과 교정된 비행기 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	100ft(30m)에 대한 “1:7 법칙”은 허용가능한 바람 프로파일이다.

QPS requirements				참고
객관적인 시험 목록	등급		대체 데이터 소스, 절차 및 계기	
시험 항목 및 제목	A	B		
1.b.7. 성능(이륙) 이륙 포기	X	X	데이터는 교정된 비행기 계기, 추력 레버 위치, 엔진 파라미터 및 거리(예, 활주로 마커)의 동기화된 비디오로 획득될 수 있으며 스톱워치가 필요하다.	
1.c.1. 성능(상승) 모든 엔진이 작동하는 정상 상승	X	X	데이터는 상승 범위 전체에서 교정된 비행기 계기 및 엔진 동력의 동기화된 비디오로 획득될 수 있다.	
1.c.2. 성능(상승) 하나의 엔진 부작동 시 상승	X	X	데이터는 상승 범위 전체에서 교정된 비행기 계기 및 엔진 동력의 동기화된 비디오로 획득될 수 있다.	
1.c.4. 성능(상승) 하나의 엔진 부작동으로 접근 상승 (결빙조건에서의 운항이 허가된 경우)	X	X	데이터는 상승 범위 전체에서 교정된 비행기 계기 및 엔진 동력의 동기화된 비디오로 획득될 수 있다.	
1.d.1. 순항/강하 수평비행 가속	X	X	데이터는 교정된 비행기 계기, 추력 레버 위치, 엔진 파라미터 및 경과된 시간의 동기화된 비디오로 획득될 수 있다.	
1.d.2. 순항/강하 수평비행 감속	X	X	데이터는 교정된 비행기 계기, 추력 레버 위치, 엔진 파라미터 및 경과된 시간의 동기화된 비디오로 획득될 수 있다.	
1.d.4. 순항/강하 아이들(Idle) 강하	X	X	데이터는 교정된 비행기 계기, 추력 레버 위치, 엔진 파라미터 및 경과된 시간의 동기화된 비디오로 획득될 수 있다.	
1.d.5. 순항/강하 비상 강하	X	X	데이터는 교정된 비행기 계기, 추력 레버 위치, 엔진 파라미터 및 경과된 시간의 동기화된 비디오로 획득될 수 있다.	
1.e.1. 성능(정지) 수동 휠 브레이크 사용 및 마른 활주로에서 역추력장치 미사용 시 감속 시간 및 거리	X	X	데이터는 스톱워치, 활주로 마커 및 교정된 비행기 계기, 추력 레버 위치 및 엔진 동력의 적절한 파라미터의 동기화된 비디오를 사용하여 착륙 시험 중에 획득될 수 있다.	
1.e.2. 성능(지상) 역추력장치 사용 및 휠브레이크 미사용 시 감속 시간 및 거리	X	X	데이터는 스톱워치, 활주로 마커 및 교정된 비행기 계기, 추력 레버 위치 및 엔진 동력의 적절한 파라미터의 동기화된 비디오를 사용하여 착륙 시험 중에 획득될 수 있다.	
1.f.1. 성능(엔진) 가속	X	X	데이터는 엔진 계기 및 스로틀 위치의 동기화된 비디오로 획득될 수 있다.	
1.f.2. 성능(엔진) 감속	X	X	데이터는 엔진 계기 및 스로틀 위치의 동기화된 비디오로 획득될 수 있다.	

QPS requirements				참고
객관적인 시험 목록	등급		대체 데이터 소스, 절차 및 계기	
시험 항목 및 제목	A	B		
2.a.1.a. 조종품질(정적 조종 점검, 피치 제어장치 위치 vs 힘 및 표면 위치 교정)	X	X	표면 위치 데이터는 비행기록장치(FDR) 센서 또는 FDR 센서가 없다면, 선택된 중요한 조종간 위치(중요한 조종간 위치 데이터 지점을 포함)에서 획득될 수 있다. 지상에서 조종면 분도기를 사용하는 것은 검사관이 수락할 수 있다. 힘 데이터는 동일한 조종간 위치 데이터 위치에서 휴대용 힘 게이지를 사용하여 획득될 수 있다.	가역 조종시스템이 있는 비행기의 경우 표면 위치 데이터 획득은 5kts 이하에서 수행되어야 한다.
2.a.2.a 조종품질(정적 조종 점검, 롤 제어장치 위치 vs 힘 및 표면 위치 교정)	X	X	표면 위치 데이터는 비행기록장치(FDR) 센서 또는 FDR 센서가 없다면, 선택된 중요한 휠 위치(중요한 휠 위치 데이터 지점을 포함)에서 획득될 수 있다. 지상에서 조종면 분도기를 사용하는 것은 검사관이 수락할 수 있다. 힘 데이터는 동일한 휠 위치 데이터 위치에서 휴대용 힘 게이지를 사용하여 획득될 수 있다.	가역 조종시스템이 있는 비행기의 경우 표면 위치 데이터 획득은 5kts 이하에서 수행되어야 한다.
2.a.3.a. 조종품질(정적 조종 점검, 러더 페달 위치 vs 힘 및 표면 위치 교정)	X	X	표면 위치 데이터는 비행기록장치(FDR) 센서 또는 FDR 센서가 없다면, 선택된 중요한 러더 페달 위치(중요한 러더 페달 위치 데이터 지점을 포함)에서 획득될 수 있다. 지상에서 조종면 분도기를 사용하는 것은 검사관이 수락할 수 있다. 힘 데이터는 동일한 러더 페달 데이터 위치에서 휴대용 힘 게이지를 사용하여 획득될 수 있다.	가역 조종시스템이 있는 비행기의 경우 표면 위치 데이터 획득은 5kts 이하에서 수행되어야 한다.
2.a.4. 조종품질(정적 조종 점검, 노즈 휠 조향) 제어장치 힘 및 위치	X	X	브레이크 아웃은 수동 힘 게이지로 획득될 수 있다. 정지까지의 잔여 힘은 힘 게이지와 분도기가 전체 변위량의 최소 25%에 대하여 브레이크 아웃 후 힘을 측정하는데 사용된 경우 측정될 수 있다.	
2.a.5. 조종품질(정적 조종 점검, 러더 페달 조향 교정)	X	X	데이터는 노즈 휠 위치에 대한 설계 데이터와 함께 러더 페달에 대한 힘 패드 및 페달 위치 측정장치를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.a.6. 조종품질(정적 조종 점검, 피치 트림 지시계 vs 표면 위치 교정)	X	X	데이터는 계산을 통해 획득될 수 있다.	
2.a.7. 조종품질(정적 조종 점검, 피치 트림 속도)	X	X	데이너튼 피치 트림 지시계 및 트림 지시 범위에 대한 경과시간의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.a.8. 조종품질(정적 조종	X	X	데이터는 스로틀 위치를 문서화하기	

QPS requirements				참고
객관적인 시험 목록	등급		대체 데이터 소스, 절차 및 계기	
시험 항목 및 제목	A	B		
점검, 조종실 스로틀 레버 각 정렬 vs 선택된 엔진 파라미터)			위한 임시 스로틀 4분의 1 스케일을 사용하여 획득될 수 있다. 정상 상태 계기 판독값을 기록하기 위하여 동기화된 비디오를 사용하거나 정상 상태 엔진 성능 파라미터를 수기로 기록하여야 한다.	
2.a.9. 조종품질(정적 조종 점검, 브레이크 페달 위치 vs 힘 및 브레이크 시스템 압력 교정)	X	X	설계 또는 예상 데이터의 사용은 허용된다. 데이터는 “0”과 “최대값”에서의 편향을 측정함으로써 획득될 수 있고 비행기 설계 데이터 곡선을 사용하여 극단 사이의 편향을 측정함으로써 획득될 수 있다.	
2.c.1. 조종품질(세로방향 조종 점검, 동력 변경 역학)	X	X	데이터는 관성 측정 시스템, 교정된 비행기 계기 및 스로틀 위치의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.c.2. 조종품질(세로방향 조종 점검, 플랩/슬랫 변경 역학)	X	X	데이터는 관성 측정 시스템, 교정된 비행기 계기 및 플랩/슬랫 위치의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.c.3. 조종품질(세로방향 조종 점검, 스포일러/스피드 브레이크 변경 역학)	X	X	데이터는 관성 측정 시스템, 교정된 비행기 계기 및 스포일러/스피드 브레이크 위치의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.c.4. 조종품질(세로방향 조종 점검, 기어 변경 역학)	X	X	데이터는 관성 측정 시스템, 교정된 비행기 계기 및 기어 위치의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.c.5. 조종품질(세로방향 조종 점검, 세로방향 트림)	X	X	데이터는 관성 측정 시스템, 교정된 비행기 계기 및 조종실 제어장치 위치(이전에 관련 표면 위치를 보여주도록 교정됨) 및 엔진 계기 판독값의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.c.6. 조종품질(세로방향 조종 점검, 세로방향 기동 안정성(조종간 힘/g))	X	X	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기; 임시로, 자세 지시기에 부착된 고해상도 경사각 눈금, 휠 및 조종간 힘 측정 지시계의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.c.7. 조종품질(세로방향 조종 점검, 세로방향 정적 안정성)	X	X	데이터는 비행기 비행 계기 및 휴대용 힘 게이지의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.c.8. 조종품질(세로방향 조종 점검, 실속 특성)	X	X	데이터는 스톱워치 및 교정된 비행기 대기속도 지시계의 동기화된 비디오로 획득될 수 있다. 비행조건 및 비행기 형상을 수기 기록하여야 한다.	대기속도는 TIR 및 AFM에서 교차 점검될 수 있다.

QPS requirements				참고
객관적인 시험 목록	등급		대체 데이터 소스, 절차 및 계기	
시험 항목 및 제목	A	B		
2.c.9. 조종품질(세로방향 조종 점검, 장주기 역학)	X	X	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기와 조종실 제어장치의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.c.10. 조종품질(세로방향 조종 점검, 단 주기 역학)		X	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기와 조종실 제어장치의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.d.1. 조종품질(가로방향 점검, 적용가능한 감항 표준 또는 공중에서의 저속 엔진 부작동 시 조종 특성에 대한 공중에서의 최소 조종 속도(V_{mca} 또는 V_{mci}))	X	X	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기와 조종실 제어장치의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.d.2. 조종 품질(가로방향 점검, 롤 응답(속도))	X	X	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기와 조종실 가로방향 제어장치의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	조종실 롤 제어장치 시험, 2.d.3에 대한 스텝 입력과 결합될 수 있다.
2.d.3. 조종 품질(가로방향 점검, 조종실 롤 제어장치 스텝 입력에 대한 롤 응답)	X	X	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기와 조종실 가로방향 제어장치의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.d.4. 조종 품질(가로방향 점검, 나선 안정성)	X	X	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기와 조종실 제어장치의 힘/위치 측정 및 스톱워치의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.d.5. 조종 품질(가로방향 점검, 엔진 부작동 트림)	X	X	데이터는 5kts 이하 바람에서 제어장치/트림 표면의 분도기를 사용하여 지상에서 교정된 트림 제어장치에 부착된 고해상도 눈금을 사용하여 비행 중 수동으로 기록될 수 있다. 또는 데이터는 교정된 비행기 계기 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용하여 2단계 상승구간(엔진이 꺼진 상태에서 적절한 조종사 조종입력)에서 획득될 수 있다.	2단계 상승 구간에서의 트림은 인증 요목이 아니며, 안전한 고도에 도달할 때까지 수행되어서는 아니된다.
2.d.6. 조종품질(가로방향 점검, 러더 응답)	X	X	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기와 러더 페달의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.d.7. 조종품질(가로방향 점검, 터치 롤(Yaw damper OFF))	X	X	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기와 조종실 제어장치의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	

QPS requirements				참고
객관적인 시험 목록	등급		대체 데이터 소스, 절차 및 계기	
시험 항목 및 제목	A	B		
2.d.8. 조종품질(가로방향 점검, 정상 상태 사이드슬립)	X	X	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기와 조종실 제어장치의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다. 지상 트랙 및 바람의 교정된 헤딩은 사이드슬립 각에 사용될 수 있다.	
2.e.1. 조종품질(착륙, 정상 착륙)		X	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기와 조종실 제어장치의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.e.3. 조종품질(착륙. 측풍 착륙)		X	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기와 조종실 제어장치의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.e.4. 조종품질(착륙, 하나의 엔진 부작동 착륙)		X	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기와 조종실 제어장치의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다. 정상 및 가로방향 가속도는 받음각 및 사이드슬립 대신에 기록될 수 있다.	
2.e.5. 조종품질(착륙. 자동조종 착륙) (해당하는 경우)		X	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기와 조종실 제어장치의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다. 정상 및 가로방향 가속도는 받음각 및 사이드슬립 대신에 기록될 수 있다.	
2.e.6. 조종품질(착륙, 모든 엔진 작동, 자동조종, 복행)		X	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기와 조종실 제어장치의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다. 정상 및 가로방향 가속도는 받음각 및 사이드슬립 대신에 기록될 수 있다.	
2.e.7. 조종품질(착륙, 하나의 엔진 부작동 복행)		X	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기와 조종실 제어장치의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다. 정상 및 가로방향 가속도는 받음각 및 사이드슬립 대신에 기록될 수 있다.	
2.e.8. 조종품질(착륙, 방향 조종(대칭 추력을 이용한 러더 효과))		X	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기와 조종실 제어장치의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다. 정상 및 가로방향 가속도는 받음각 및 사이드슬립 대신에 기록될 수 있다.	

QPS requirements				참고
객관적인 시험 목록	등급		대체 데이터 소스, 절차 및 계기	
시험 항목 및 제목	A	B		
2.e.9. 조종품질(착륙, 방향 조종(비대칭 역추력을 이용한 러더 효과))		X	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기와 조종실 제어장치의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다. 정상 및 가로방향 가속도는 받음각 및 사이드슬립 대신에 기록될 수 있다.	
2.f. 조종품질(지면효과. 지면효과를 시연하기 위한 시험)		X	데이터는 교정된 비행기 계기, 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기와 조종실 제어장치의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	

[별표 4]

비행기 - 모의비행장치 인증성능기준(정성적 기준)

(Airplane - Full Flight Simulator QPS – Subjective Evaluation)

1. 개 요

가. 모의비행장치 운영자는 실제 운용 가능한 공항 또는 유사한 가상의 공항을 재현하여 모의비행장치에 적용하여야 한다.

나. 모의비행장치 운영자가 가목에 따라 가상 공항을 재현하여 적용하는 경우 항법 보조장비, 지도, 차트 및 주변지역에 대한 시각 참조물 등이 가상 공항 모델과 일치하여야 하며 이를 이행계획서(SOC)에 반영하여 검사관에게 제출하여야 한다.

다. 모의비행장치가 훈련, 심사 및 시험 등의 목적으로 사용되는 경우, 모의비행장치 운영자는 1~3등급 공항 모델을 사용하여야 한다.

라. 실제 공항을 재현하여 모의비행장치를 사용하려는 경우, 모의비행장치 운영자는 해당 공항의 영구적인 변경사항(활주로 신설, 유도로 연장, 등화 신설 등)을 지속적으로 확인하여 반영하여야 한다.

마. 검사관은 해당 모의비행장치를 통해 훈련 수행가능 여부를 검사하여야 하며 해당 장치가 훈련을 정확하게 수행할 수 없다고 판단하는 경우, 그 결과를 통지받은 모의비행장치 운영자는 해당 모의비행장치를 훈련 수행에 사용할 수 없다.

2. 비행단계별 검사항목

비행기 모의비행장치 기능 및 주관적인 시험					
QPS Requirements					
번호	운항 요목(Operations Tasks)	등급			
		A	B	C	D
	이 테이블의 항목은 SOQ(Statement of Qualification, 인증서) 구성 목록에 나타난 바에 따라 시뮬레이션된 비행기 또는 신청한 시뮬레이터 인증 등급에 적합한 경우 평가 대상이 된다. 시뮬레이터에 장착되지 않았거나 작동하지 않는 항목과 SOQ 구성 목록에 없는 장비는 SOQ에 예외로 나열될 필요가 없다.				
1.	**비행 준비**				
1.a.	**비행 전,** 모든 조종사 및 교관 좌석에서 모든 스위치, 지시기, 시스템 및 장비의 기능점검을 수행하고 다음을 결정하여야 한다.				
1.a.1.	조종실 설계와 기능은 시뮬레이션된 비행기의 것과 동일하여야 한다.	X	X	X	X
1.a.2.	보류(Reserved)				
1.a.3.	보류(Reserved)				
2.	**지상 운용(비행전)**				

비행기 모의비행장치 기능 및 주관적인 시험					
QPS Requirements					
번호	운항 요목(Operations Tasks)	등급			
		A	B	C	D
2.a.	엔진 시동				
2.a.1.	정상 시동	X	X	X	X
2.a.2.	대체 시동 절차	X	X	X	X
2.a.3.	비정상 시동 및 셧다운 (예; 고온/결핍 시동, 엔진 배기관 쪽 화재)	X	X	X	X
2.b.	활주				
2.b.1	푸쉬백/파워백		X	X	X
2.b.2.	추력 응답	X	X	X	X
2.b.3.	동력 레버 마찰	X	X	X	X
2.b.4.	지상 취급	X	X	X	X
2.b.5.	앞바퀴 긁힘			X	X
2.b.6.	활주 보조장치 (예) 활주 카메라, 이동 지도			X	X
2.b.7.	저시정(택시 루트, 표지판, 등화, 마킹 등)			X	X
2.c.	브레이크 작동				
2.c.1.	브레이크 작동(정상 및 대체/비상)	X	X	X	X
2.c.2.	브레이크 제동력 감소(해당하는 경우)	X	X	X	X
2.d.	기타				
3.	이륙				
3.a.	정상				
3.a.1.	런업을 포함한 비행기/엔진 파라미터 관계	X	X	X	X
3.a.2.	앞바퀴 및 방향타 조향	X	X	X	X
3.a.3.a.	측풍(최대로 시연되어야함)	X	X	X	X
3.a.3.b.	돌풍 측풍			X	X
3.a.4.	특별 성능				
3.a.4.a.	감소된 V1	X	X	X	X
3.a.4.b.	최대 엔진 감속도	X	X	X	X
3.a.4.c.	부드러운 표면			X	X
3.a.4.d.	단거리 현장/단거리 이륙 및 착륙(STOL) 운항	X	X	X	X
3.a.4.e.	장애물(시각 장애물을 넘어서는 성능)			X	X
3.a.5.	저시정 이륙	X	X	X	X
3.a.6.	랜딩기어, 날개 플랩 앞전 기구 작동	X	X	X	X
3.a.7.	오염된 활주로 운영			X	X
3.a.8.	기타				
3.b.	비정상/비상				
3.b.1.	이륙중단	X	X	X	X
3.b.2.	특별성능중단 (예) 감소된 V1, 최대 감속, 단거리 운영	X	X	X	X
3.b.3.	오염된 활주로에서 이륙중단			X	X
3.b.4.	다음 지점에서 추진시스템 기능불량상태(원인, 증상, 인지 및 항공기 성능과 취급에 미치는 영향 분석가능)에서 이륙 (i) V1 결정속도 전 (ii) V1과 Vr(회전 속도) 사이	X	X	X	X

비행기 모의비행장치 기능 및 주관적인 시험					
QPS Requirements					
번호	운항 요목(Operations Tasks)	등급			
		A	B	C	D
	(iii) Vr 과 지면 위 500 feet 사이				
3.b.5.	비행조종 시스템 고장, 형상변경 모드, 수동 복귀 및 관련된 조종	X	X	X	X
3.b.6.	기타				
4.	상승				
4.a.	정상	X	X	X	X
4.b.	하나 이상의 엔진 부작동	X	X	X	X
4.c.	결빙 상태에서 접근 상승(결빙에 대한 인증이 있는 비행기의 경우)	X	X	X	X
4.d.	기타				
5.	순항				
5.a.	성능 특성 (속도 vs 동력, 형상 및 고도)				
5.a.1.	직진 및 수평비행	X	X	X	X
5.a.2.	대기속도 변경	X	X	X	X
5.a.3.	고고도 조종	X	X	X	X
5.a.4.	높은 마하 수에서 조종(마하 턱, 마하 버펫) 및 회복(트림 변경)	X	X	X	X
5.a.5.	과속 경고 (V_{mo} or M_{mo} 초과 시)	X	X	X	X
5.a.6.	높은 지시대기속도(IAS)에서 조종	X	X	X	X
5.a.7.	기타				
5.b.	기동				
5.b.1.	고 받음각				
5.b.1.a	자동비행 시스템 및 실속 보호 시스템의 반작용을 포함한 고 받음각, 실속 접근, 실속 경고 및 실속 버펫(이륙, 순항, 접근 및 착륙 형상)	X	X		
5.b.1.b	자동비행 시스템 및 실속 보호 시스템의 반작용을 포함한 고 받음각, 실속 접근, 실속 경고 및 실속 버펫 및 실속(이륙, 순항, 접근 및 착륙 형상)			X	X
5.b.2.	저속 비행			X	X
5.b.3.	FSTD의 승인된 비행선도(비행영역)내 비정상자세 회복기동			X	X
5.b.4.	비행영역 보호(고 받음각, 경사 제한, 과속 등)	X	X	X	X
5.b.5.	스피드브레이크/스포일러가 전개된/전개되지 않은 선회	X	X	X	X
5.b.6.	정상 및 표준 속도 선회	X	X	X	X
5.b.7.	급선회	X	X	X	X
5.b.8.	성능 선회(Performance turn)	X	X	X	X
5.b.9.	비행 중 엔진정지 및 재시동 (보조적 및 풍차터빈)	X	X	X	X
5.b.10.	해당하는 경우 하나 이상의 엔진 부작동 상태에서의 기동	X	X	X	X
5.b.11.	특정 비행 특성 (예; 직접 양력 제어)	X	X	X	X
5.b.12.	비행조종 시스템 고장, 형상변경 모드, 수동 복귀 및 관련된 조종	X	X	X	X
5.b.13.	강제 착륙을 위한 활공			X	X
5.b.14.	다음에 대한 시각적 해상도 및 FSTD 조종 및 성능(항공기 형식 및 훈련 프로그램에 따라 적용할 수 있는 경우)				
5.b.14.a.	강제 착륙 지역 선정을 위한 지형 정확도			X	X
5.b.14.b	VFR 항행을 위한 지형 정확도			X	X

비행기 모의비행장치 기능 및 주관적인 시험					
QPS Requirements					
번호	운항 요목(Operations Tasks)	등급			
		A	B	C	D
5.b.14.c.	Eights on pylons(시각 해상도)			X	X
5.b.14.d.	한 지점 중심으로 선회			X	X
5.b.14.e.	도로 또는 구간을 중심으로 S자 선회			X	X
5.b.15.	기타				
6.	강하				
6.a.	정상	X	X	X	X
6.b.	최대 속도/비상(Clean Configuration 및 스피드브레이크 등)	X	X	X	X
6.c.	자동조종	X	X	X	X
6.d.	비행조종 시스템 고장, 형상변경 모드, 수동 복귀 및 관련된 조종	X	X	X	X
6.e.	기타				
7.	계기 접근 및 착륙 시뮬레이션된 비행기 형식에 관련된 계기 접근 및 착륙 시험은 다음의 목록에서 선택된다. 일부 시험은 풍속 제한, 윈드시어 조건하에 있거나 비행지시계의 고장을 포함하는 관련 시스템 고장으로 이뤄진다. 표준운항절차에서 비정밀 접근 시 자동조종을 사용하도록 허용한다면 자동조종의 평가가 포함될 것이다. A등급 시뮬레이터는 착륙기동을 인정받지 못한다.				
7.a.	정밀 접근				
7.a.1.	CAT I 접근 인증				
7.a.1.a.	착륙을 포함하여 비행지시계 유/무 상태에서의 수동 접근	X	X	X	X
7.a.1.b.	자동조종/오토스로틀이 결합된 접근 및 수동 착륙	X	X	X	X
7.a.1.c.	자동조종/오토스로틀이 결합된 접근, 엔진 부작동	X	X	X	X
7.a.1.d.	수동 접근, 엔진 부작동	X	X	X	X
7.a.1.e.	HUD/EFVS			X	X
7.a.2.	CAT II 접근 인증				
7.a.2.a.	결심고도(DH)에서 착륙까지 자동조종/오토스로틀이 결합된 접근 (수동 및 자동착륙)	X	X	X	X
7.a.2.b.	결심고도(DH)에서 복행(수동 및 자동조종)까지 하나의 엔진이 부작동한 상태에서의 자동조종/오토스로틀이 결합된 접근	X	X	X	X
7.a.2.c.	HUD/EFVS			X	X
7.a.3.	CAT III 접근 인증				
7.a.3.a.	착륙 및 롤 아웃(해당하는 경우) 안내(수동 및 자동착륙)에 대한 자동조종/오토스로틀이 결합된 접근	X	X	X	X
7.a.3.b.	결심고도(DH) 및 복행(수동 및 자동조종)에 대한 자동조종/오토스로틀이 결합된 접근	X	X	X	X
7.a.3.c.	하나의 엔진 부작동 상태(수동 및 자동착륙)에서 착륙 및 롤 아웃 (해당하는 경우) 안내에 대한 자동조종/오토스로틀이 결합된 접근	X	X	X	X
7.a.3.d.	하나의 엔진 부작동 상태(수동 및 자동조종)에서 결심고도(DH) 및 복행에 대한 자동조종/오토스로틀이 결합된 접근	X	X	X	X
7.a.3.e.	HUD/EFVS			X	X

비행기 모의비행장치 기능 및 주관적인 시험					
QPS Requirements					
번호	운항 요목(Operations Tasks)	등급			
		A	B	C	D
7.a.4.	자동조종/오토스로틀이 결합된 접근(착륙 또는 복행까지)				
7.a.4.a.	발전기 고장 시	X	X	X	X
7.a.4.b.1.	인증 또는 승인된 최대 배풍 성분에서			X	X
7.a.4.b.2.	10knot 배풍에서	X	X		
7.a.4.c.1.	입증된 또는 승인된 최대 측풍 성분에서			X	X
7.a.4.c.2.	10knot 측풍에서	X	X		
7.a.5.	PAR 접근(정밀접근레이더 접근), 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동	X	X	X	X
7.a.6.	MLS, GBAS, 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동	X	X	X	X
7.b.	비정밀 접근				
7.b.1.	감시 레이더 접근, 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동	X	X	X	X
7.b.2.	NDB 접근, 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동	X	X	X	X
7.b.3.	VOR, VOR/DME, TACAN 접근, 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동	X	X	X	X
7.b.4.	RNAV / RNP / GNSS(공칭 및 최소승인 온도에서의 RNP) 접근, 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동	X	X	X	X
7.b.5.	ILS LLZ(LOC), LLZ back course(or LOC-BC) 접근, 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동	X	X	X	X
7.b.6.	ILS 오프셋 로컬라이저 접근, 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동	X	X	X	X
7.c.	SBAS, 비행경로 벡터와 같이 수직 유도(APV)가 있는 접근 절차				
7.c.1.	APV/Baro-VNAV 접근, 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동			X	X
7.c.2.	SBAS에 기반한 지역 항행(RNAV) 접근 절차, 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동			X	X
8.	**시계 접근(시계 구간) 및 착륙** 해당 절차에 따라 특별한 접근 절차를 완료하도록 허가받은 시각 시스템이 있는 비행 시뮬레이터는 해당 접근 절차에 대하여 승인받을 수 있다.				
8.a.	시각 접근 보조 안내 유/무와 관계없이 모든 엔진 작동상태에서 기동, 정상접근 및 착륙	X	X	X	X
8.b.	하나 이상의 엔진 부작동 시 접근 및 착륙	X	X	X	X
8.c.	랜딩기어, 플랩/슬랫 및 스피드브레이크 작동 (정상 및 비정상)	X	X	X	X
8.d.1.	측풍(최대 입증된)에서의 접근 및 착륙	X	X	X	X
8.d.2.	돌풍 측풍에서의 접근 및 착륙			X	X
8.e.	비행조종 시스템 고장, 형상변경 모드, 수동 복귀 및 관련 조종(가장 심각한 성능저하)으로 접근 및 착륙	X	X	X	X
8.e.1.	트림 기능불량인 상태에서의 접근 및 착륙	X	X	X	X
8.e.1.a.	종방향 트림 기능불량	X	X	X	X
8.e.1.b.	횡방향 트림 기능불량	X	X	X	X

비행기 모의비행장치 기능 및 주관적인 시험					
QPS Requirements					
번호	운항 요목(Operations Tasks)	등급			
		A	B	C	D
8.f.	스탠바이(최소) 전기/유압 동력으로 접근 및 착륙	X	X	X	X
8.g.	선회 조건에서 접근 및 착륙 (선회접근)	X	X	X	X
8.h.	시각적 교통 패턴에서 접근 및 착륙	X	X	X	X
8.i.	비정밀 접근에서 접근 및 착륙	X	X	X	X
8.j.	정밀 접근에서 접근 및 착륙	X	X	X	X
8.k.	기타				
9.	**실패 접근**				
9.a.	모든 엔진, 수동 및 자동조종	X	X	X	X
9.b.	엔진 부작동, 수동 및 자동조종	X	X	X	X
9.c.	착륙 포기			X	X
9.d.	비행조종 시스템 고장, 형상변경 모드, 수동 복귀 및 관련된 조종	X	X	X	X
9.e.	바운스드 랜딩 회복			X	X
10.	**지상 운용(착륙, 착륙 후 및 비행 후)**				
10.a	착륙 롤 및 활주				
10.a.1	HUD/EFVS			X	X
10.a.2.	스포일러 작동	X	X	X	X
10.a.3.	역추력 작동	X	X	X	X
10.a.4.	역추력 유무 상태에서 방향 조종 및 지상 조종		X	X	X
10.a.5.	증가된 역추력(rear pod-mounted engines)으로 방향타 효과 감소		X	X	X
10.a.6.	브레이크 및 안티스키드 작동				
10.a.6.a.	마른, 부분적으로 젖은, 고무 잔존물이 젖은 및 부분적으로 결빙조건에서 브레이크 및 안티스키드 작동			X	X
10.a.6.b.	보류(Reserved)				
10.a.6.c.	브레이크 작동	X	X		
10.a.6.d.	자동브레이크 시스템 작동	X	X	X	X
10.a.7.	기타				
10.b.	엔진 정지 및 주기				
10.b.1.	엔진 및 시스템 작동	X	X	X	X
10.b.2.	주기 브레이크 작동	X	X	X	X
10.b.3.	기타				
11.	**모든 비행 단계**				
11.a.	비행기 및 엔진 시스템 작동 (장착된 경우)				
11.a.1.	공기조화 및 여압(ECS)	X	X	X	X
11.a.2.	제빙/방빙	X	X	X	X
11.a.3.	보조동력장치(APU)	X	X	X	X
11.a.4.	통신	X	X	X	X
11.a.5.	전기	X	X	X	X

비행기 모의비행장치 기능 및 주관적인 시험					
QPS Requirements					
번호	운항 요목(Operations Tasks)	등급			
		A	B	C	D
11.a.6.	화재 및 연기 감지 및 진압	X	X	X	X
11.a.7.	비행조종 (1차 및 2차)	X	X	X	X
11.a.8.	연료 및 오일	X	X	X	X
11.a.9.	유압	X	X	X	X
11.a.10.	공압	X	X	X	X
11.a.11.	랜딩기어	X	X	X	X
11.a.12.	산소	X	X	X	X
11.a.13.	엔진	X	X	X	X
11.a.14.	공중 레이더	X	X	X	X
11.a.15.	자동조종 및 비행지시계	X	X	X	X
11.a.16.	지형인식 경고시스템 및 충돌 방지 시스템 (예; EGPWS, GPWS, TCAS)	X	X	X	X
11.a.17.	안정성 및 조종 증강을 포함한 비행조종 컴퓨터	X	X	X	X
11.a.18.	비행 표시 시스템	X	X	X	X
11.a.19.	비행관리 컴퓨터	X	X	X	X
11.a.20.	헤드업 디스플레이 (해당하는 경우 EFVS를 포함)	X	X	X	X
11.a.21.	항법 시스템	X	X	X	X
11.a.22.	실속 경고/회피	X	X	X	X
11.a.23.	윈드시어 회피/복구 유도 장비	X	X	X	X
11.a.24.	비행 영역 보호	X	X	X	X
11.a.25.	전자비행정보장치(Electronic Flight Bag)			X	X
11.a.26.	자동 점검목록(정상, 비정상 및 비상절차)			X	X
11.a.27.	활주로 경고 및 경보 시스템			X	X
11.a.28.	기타				
11.b.	비행 중 절차				
11.b.1.	체공대기	X	X	X	X
11.b.2.	항공 위해요소 회피 (교통, 날씨, 시각적 상관관계 포함)			X	X
11.b.3.	윈드시어				
11.b.3.a.	이륙 전환 전			X	X
11.b.3.b.	이륙 시			X	X
11.b.3.c.	초기 상승중			X	X
11.b.3.d.	최종 접근 중, AGL 150m(500ft) 이하			X	X
11.b.4.	기체 결빙 효과			X	X

3. 등급별 공항모델 요구사항

가. 1등급 공항모델

비행기 모의비행장치 기능 및 주관적인 시험					
QPS Requirements					
번호	Class I 공항모델	등급			
		A	B	C	D
이 표는 지시된 등급의 시뮬레이터 인증을 위한 최소 공항 모델 항목 및 기능을 명시한다. 이 표는 시뮬레이터 인증이 요구되는 공항 모델에만 적용한다. 즉 A등급, B등급 시뮬레이터를 위한 하나의 공항 모델, C등급, D등급 시뮬레이터를 위한 세 개의 공항 모델					
Begin QPS Requirements					
1.	**A, B등급 모의비행장치에 대한 기능 점검 요구사항** 다음은 시각 능력 점검을 충족하기 위한 최소 공항모델 콘텐츠 요구사항이며, A, B등급 모의비행장치에 대해 이 첨부 파일에 설명된 모든 기능 및 주관적 점검을 완료할 수 있도록 적절한 시각적 신호를 제공해야 한다.				
1.a.	적어도 하나의 대표 공항모델 식별은 검사관이 허용하고 교관석에서 선택할 수 있어야 하며 SOQ에 나열되어 있어야 한다.	X	X		
1.b.	공항모델의 정확도는 조종사가 공항을 시각적으로 식별하고, 야간에 비행기의 위치를 확인하며, 이륙, 접근 및 착륙을 성공적으로 수행하고, 필요 시 지상이동이 가능해야 한다.	X	X		
1.c.	활주로	X	X		
1.c.1.	활주로 번호	X	X		
1.c.2.	활주로 시단(Runway threshold) 표고 및 위치는 비행기 시스템(예 : 고도계)과 충분한 상관관계를 제공하도록 모델링되어야 한다.	X	X		
1.c.3.	활주로 표면 및 표시	X	X		
1.c.4.	활주로 중심선등 및 활주로등을 포함한 사용 중인 활주로 등화 시설	X	X		
1.c.5.	적합한 색상의 등화, 시각 착륙 보조 장치, 접근 등화	X	X		
1.c.6.	유도로등	X	X		
2.a.	추가 기능 점검 항목				
2.a.1.	공항 장면				
2.a.1.a.	– 최소 3개의 공항모델은 실제 공항데이터와 일치되며 아래의 모든 시각시스템 특징을 입증할 수 있어야 한다. – 모의비행훈련장치의 시각적 효과가 자동으로 변경되는지에 대한 평가 및 승인을 위해서는 각 모델이 서로 다른 시각적 장면에 있어야 한다. – 모델 식별은 검사관이 허용하고 교관석에서 선택할 수 있어야 하며, SOQ에 나열되어 있어야 한다.			X	X
2.a.1.b.	보류(Reserved)				
2.a.1.c.	보류(Reserved)				
2.a.1.d.	**공항모델** – 선회접근의 경우 모든 시험은 최초 접근에 사용된 활주로와 착륙예정 활주로에 적용한다. 이 사항을 충족하기 위해 사용된 공항모델의 모든 활주로가 "사용 중"으로 지정되지 않은 경우 "사용 중" 활주로가 SOQ(예; KORD, RWY 9R, 14L, 22R)에 나열되어야 한다. – 하나 이상의 활주로가 있는 공항모델에는 공항 및 활주로 인식 목적으로 시각적으로 "사용 중"이 아닌 모든 주요 활주로가 있어야 한다.	X	X	X	X

비행기 모의비행장치 기능 및 주관적인 시험					
QPS Requirements					
번호	Class I 공항모델	등급			
		A	B	C	D
	– 황혼 및 야간 장면에 대한 활주로 시단, 가장자리 및 끝을 식별하는 백색 또는 황백색 등을 사용한다. 직사각형 표면 묘사는 주간에 사용할 수 있다. – 시각시스템의 기능은 공항모델에 공항을 정확하게 표현하는 것과 주변 환경을 사실적으로 표현하는 것 사이에서 균형을 이루어야 한다. – 공항모델 세부 사항은 공항 사진, 건설 도면 및 지도 또는 기타 유사한 데이터를 사용하여 개발하거나 발행된 자료에 따라 개발해야 하나, 그러한 모델이 현재 자격을 갖춘 시각시스템의 설계 능력을 초과하는 세부 사항을 포함하는 것을 요구하지는 않는다. – 각 "사용 중인" 활주로에 대해 계류장에서 활주로 말단까지 하나의 "우선적인" 지상 활주 경로 요구될 것이다.				
2.a.2.	시각적 정확도				
2.a.2.a.	훈련 프로그램에 사용된 공항 및 주변 환경의 일부를 정확하게 나타내야 한다.	X	X	X	X
2.a.2.b.	보류(Reserved)				
2.a.2.c.	보류(Reserved)				
2.a.3.	활주로 및 유도로				
2.a.3.a.	공항별 활주로 및 유도로	X	X	X	X
2.a.3.b.	보류(Reserved)				
2.a.3.c.	보류(Reserved)				
2.a.4.	공항에 두 개의 평행 활주로와 하나의 교차 활주로가 동시에 표시될 경우, 최소한 2개의 활주로가 동시에 점등될 수 있어야 한다.				
2.a.5.	활주로 시단 고도 및 위치는 항공기 시스템(예; HUD, GPS, 나침반, 고도계)과 충분한 상관관계를 제공하도록 모델링되어야 한다.				
2.a.6.	활주로, 유도로 및 계류장 지역의 경사는 조종사 기준 시야의 변위를 포함하여 주의를 산만하게 하거나 비현실적인 효과를 일으키지 않아야 한다.				
2.a.7.	활주로에 대한 표시 및 표지				
2.a.7.a.	활주로 시단 표시	X	X	X	X
2.a.7.b.	활주로 번호	X	X	X	X
2.a.7.c.	활주로 접지 구역 표시	X	X	X	X
2.a.7.d.	활주로 거리 표시	X	X	X	X
2.a.7.e.	활주로 가장자리 표시	X	X	X	X
2.a.7.f.	활주로 중심선 표시	X	X	X	X
2.a.7.g.	활주로 거리 표지	X	X	X	X
2.a.7.h.	교차 활주로 및 유도로 표지	X	X	X	X
2.a.7.i.	적절한 바람 신호를 제공하는 윈드삭(Windsock)			X	X
2.a.8.	활주로에 적합한 색상의 등화, 시각 착륙 보조 장치, 접근 등화				
2.a.8.a.	활주로시단등	X	X	X	X
2.a.8.b.	활주로등	X	X	X	X
2.a.8.c.	활주로종단등	X	X	X	X
2.a.8.d.	활주로중심선등	X	X	X	X

비행기 모의비행장치 기능 및 주관적인 시험					
QPS Requirements					
번호	Class I 공항모델	등급			
		A	B	C	D
2.a.8.e.	접지구역등	X	X	X	X
2.a.8.f.	활주로유도등	X	X	X	X
2.a.8.g.	해당 활주로의 시각 착륙 보조 장치	X	X	X	X
2.a.8.h.	해당 활주로의 접근 등화 시스템	X	X	X	X
2.a.9.	유도로 표시(각 활주로와 연결됨)				
2.a.9.a.	유도로 가장자리 표시	X	X	X	X
2.a.9.b.	유도로 중심선 표시	X	X	X	X
2.a.9.c.	활주로 대기지점 표시	X	X	X	X
2.a.9.d.	계기착륙시설(ILS) 임계지점 표시	X	X	X	X
2.a.9.e.	– 모든 유도로 표시, 등화 및 표지는 최소한 지정된 계류장 위치에서 지정된 활주로로 유도할 수 있고, 지정된 활주로에 착륙한 후 지정된 계류장으로 유도할 수 있어야 한다. – 가시성이 낮은 유도로(예: 지상 이동 안내 제어시스템, 유도차량(Follow-me truck), 주간 유도등)도 저시정에서 승인된 작업에 대해 한 공항모델에서 시연되어야 한다. – 지정된 활주로 및 유도로는 가시성이 낮은 운영을 위해 해당 공항과 일치해야 한다. – SMGCS(Surface Movement Guidance Control Systems)은 선택 사항이며, SMGCS의 평가를 위한 데모 모델이 제공되어야 한다.				X
2.a.10.	적합한 색상, 방향성, 반응 및 간격의 유도로 등화(활주로 관련)				
2.a.10.a.	유도로등	X	X	X	X
2.a.10.b.	유도로중심선등	X	X	X	X
2.a.10.c.	계기착륙시설(ILS) 임계지점 등화	X	X	X	X
2.a.11.	시각모델은 공항 환경과 유기적으로 연계되어야 한다.				
2.a.11.a.	공항모델은 작동되는 항법보조장비와 적절하게 정렬되어야 한다.	X	X	X	X
2.a.11.b.	오염물질의 표현은 표시된 활주로 및 등화와 상호 연관되어야 한다.				X
2.a.12.	공항 건물, 구조물 및 등화				
2.a.12.a.	공항 주변 건물, 구조물 및 등화				
2.a.12.a.1.	공항 특정 건물, 구조물 및 등화			X	X
2.a.12.a.2.	보류(Reserved)				
2.a.12.a.3.	보류(Reserved)				
2.a.12.b.	적절한 높이로 설정된 하나 이상의 사용 가능한 게이트(일반적으로 터미널 게이트에서 작동하는 비행기에만 필요)			X	X
2.a.12.c.	대표적인 이동 및 정적인 공항 클러터(예; 다른 항공기, 카트, 터그(Tugs), 급유트럭, 추가 게이트)			X	X
2.a.12.d.	게이트/계류장 표시(예; 위험 표시, 유도선, 게이트 번호), 등화 및 게이트 도킹 보조 장치 또는 보조요원(Marshaller))			X	X
2.a.13.	지형 및 장애물				
2.a.13.a.	공항에서 46km(25NM) 이내의 지형 및 장애물			X	X

비행기 모의비행장치 기능 및 주관적인 시험					
QPS Requirements					
번호	Class I 공항모델	등급			
		A	B	C	D
2.a.13.b.	보류(Reserved)				
2.a.14.	중요하고 식별 가능한 자연 및 문화적 특징과 비행중인 항공기				
2.a.14.a.	공항에서 46km(25NM) 이내의 중요하고 식별 가능한 자연 및 문화 특징 참고 – 이것은 일반적으로 비행 중 조종사 경로(Pilot orientation) 결정에 사용되는 자연적 및 문화적 특징을 말한다. 착륙을 목적으로 하지 않는 공항은 활주로 방향에 대한 묘사만 제공하면 된다.			X	X
2.a.14.b.	보류(Reserved)				
2.a.14.c.	비행중인 항공기(공중 위험을 나타내는 기능 – 예 ; 충돌 가능성이 있는 경로의 항공기)			X	X
2.b.	시각 장면 관리				
2.b.1.	모든 접근에 대한 모든 공항의 활주로, 접근 및 유도로 등화 및 문화 등화의 강도는 6가지 강도(0~5)로 설정할 수 있어야 하며, 모든 시각 장면의 광점은 적절하게 시야에서 희미해져야 한다.			X	X
2.b.2.	모든 접근에 대한 모든 공항의 활주로, 접근 및 유도로 등화 및 문화 등화의 강도는 시정 설정에 대하여 훈련에 사용된 시정을 대표하는 강도로 설정되어야 하며, 모든 시각 장면의 광점은 적절하게 시야에서 희미해져야 한다.	X	X		
2.b.3.	착륙하려는 활주로 상의 점멸등, 접근등, 활주로 가장자리등, 시각 착륙 보조장치, 활주로 중심선등, 활주로 시단등 및 접지구역등의 방향성은 사실적으로 복제되어야 한다.	X	X	X	X
2.c.	**시각적 특징 인식** 주 – 다음은 활주로 특징이 보여야 하는 최소 거리이다. 거리는 적절하게 시뮬레이션된 기상 조건에서 활주로 시단에서부터 연장된 3도 활공각으로 활주로와 정렬된 비행기까지 측정된다. 선회접근의 경우 아래의 모든 점검은 초기 접근에 사용된 활주로와 착륙 예정 활주로 모두에 적용된다.				
2.c.1.	활주로 시단의 8km(5sm)에서 활주로 선명도, 점멸등, 접근등 및 활주로 가장자리 흰색 등	X	X	X	X
2.c.2.	시각 접근 보조 등화				
2.c.2.a.	활주로 시단의 8km(5sm)에서의 시각 접근 보조 등화			X	X
2.c.2.b.	활주로 시단의 4.8km(3sm)에서의 시각 접근 보조 등화	X	X		
2.c.3.	4.8km(3sm)에서의 활주로 중심선등 및 유도로 선명도	X	X	X	X
2.c.4.	3.2km(2sm)에서의 활주로시단등 및 접지구역등	X	X	X	X
2.c.5.	(주간에 표면 해상도 시험에서 요구되는) 야간에 착륙등의 범위 내에 있는 활주로 표시	X	X	X	X
2.c.6.	선회접근의 경우 착륙 예정 활주로 및 관련 조명은 정교하게 시야에서 사라져야 한다.	X	X	X	X
2.d.	선택 가능한 공항 시각 장면 기능				
2.d.1.	야간	X	X	X	X
2.d.2.	황혼			X	X
2.d.3.	주간			X	X
2.d.4.	동적 효과(Dynamic Effects) – 활주로를 가로지르는 다른 항공기 또는 수렴하는 항공기와 같은 여러 위험 요소를 제시할 수 있어야 하며, 위험 요소는 교관석에서 제어가능하여야 한다.			X	X

비행기 모의비행장치 기능 및 주관적인 시험					
QPS Requirements					
번호	Class I 공항모델	등급			
		A	B	C	D
2.d.5.	착시(Illusions) – 짧은 활주로, 물 위의 착륙접근, 오르막 또는 내리막 경사 활주로, 접근 경로의 상승 지형 및 고유한 지형과 같이 착륙 착시를 유발하는 것으로 알려진 대표적인 물리적 관계를 묘사하는 시각적 장면 주) 착시는 일반 공항이나 특정 공항에서 시연될 수 있어야 한다.				X
2.e.	비행기 및 관련 장비와의 상관관계				
2.e.1.	실제 비행기 반응과 관련된 시각적 신호	X	X	X	X
2.e.2.	이륙, 접근 및 착륙 중 시각적 신호				
2.e.2.a.	착륙 중 침하율과 깊이 인식을 평가하기 위한 시각적 신호		X	X	X
2.e.2.b.	– 활주로에서 바라보는 시점에서 접근 경로의 변경을 위한 충분한 시각적 신호 – 이륙, 접근 및 착륙 중 시각적 신호의 변화는 조종사를 산만하게 해서는 안 된다.	X	X	X	X
2.e.3.	항공기 자세와 관련된 환경의 정확한 묘사	X	X	X	X
2.e.4.	시각적 장면은 장착된 비행기 통합 시스템(예; 지형, 교통, 기상 회피 시스템 및 HUD/EFVS)과 상호 연관되어야 한다.			X	X
2.e.5.	빗물 제거 장치(Rain removal devices)의 효과가 제공되어야 한다.			X	X
2.f.	장면 품질				
2.f.1.	양자화(Quantization)				
2.f.1.a.	표면(Surface)과 텍스처신호(Textural cue)는 양자화(Aliasing)가 없어야 한다.			X	X
2.f.1.b.	표면(Surface)과 텍스처신호(Textural cue)는 양자화(Aliasing)를 일부 허용	X	X		
2.f.2.	정확한 색상과 사실적인 텍스처신호를 표현할 수 있는 시스템			X	X
2.f.3.	시스템 광점에는 주의를 산만하게 하는 떨림, 번짐 또는 줄무늬가 없어야 한다.	X	X	X	X
2.f.4.	강수를 시현하는 대표적인 초점 효과를 제공할 수 있는 시스템(예 ; 강수로 인해 창 밖 보기에서 가시성 및 물체 해상도 감소)			X	X
2.f.5.	광점 원근법을 표현할 수 있는 시스템(예 ; 등화에 접근함에 따라 활주로등 및 유도로등의 상대적 크기가 증가)			X	X
2.g.	환경 효과				
2.g.1.	표시된 장면은 표면 오염물질과 일치해야 하며 젖은 활주로의 경우 조명 반사, 눈덮힌 활주로의 경우 부분적으로 가려진 조명 또는 적절한 대체 효과를 포함해야 한다.			X	X
2.g.2.	공항 반경 16km(10sm)내, 공항 표면 위 600m(2,000ft) 고도 및 아래에서 이륙, 접근 및 착륙 시 뇌우 근처의 약한 강우, 중간 및 집중 호우 소리, 움직임 및 시각효과를 포함하는 특수 기상 표현			X	X
2.g.3.	눈 덮인 지형, 유도로 및 활주로를 포함하는 강설 효과가 묘사되는 공항 1개			X	X
2.g.4.	다양한 운량, 구름의 이동속도 및 구름 주변의 변화 등 구름 효과가 묘사되어야 한다.			X	X
2.g.5.	운량(Few, Scattered, Broken, Overcast)을 여러 층으로 구분할 수 있어야 하며, 구름 사이로 보이는 지면을 묘사해야 한다.			X	X
2.g.6.	시정 및 RVR에 대한 점진적인 발생(Break-out)정도는, 전이층(Transition layer)의 20ft에서 200ft 범위 내에서 각 운저 또는 운고의 최대 10%로 정의된다.			X	X

비행기 모의비행장치 기능 및 주관적인 시험					
QPS Requirements					
번호	Class I 공항모델	등급			
		A	B	C	D
	구름 효과는 공항 상공 600m(2,000ft) 이하 및 공항에서 반경 16km(10sm) 이내에서 확인해야 한다. 전환 효과(Transition effect)는 운저 또는 운고에 도달했을 때 완료되고 구름에 들어갈 때 시작되어야 한다. 즉, 전환 효과는 교관석에서 설정한 구름층 내에서 발생해야 한다.				
2.g.7.	**시정 및 RVR** 시정 및 RVR은 공항 위 600m(2,000피트) 높이 이하 및 공항에서 반경 16km (10sm) 이내에서 확인해야 한다.	X	X	X	X
2.g.8.	가변 RVR의 효과를 제공하는 Patchy fog(또는 Patchy RVR) 가장 낮은 RVR은 교관석에서 설정된 것이어야 한다. 즉, 다양성은 교관석의 RVR보다 커야 한다.			X	X
2.g.9.	후광(Halos) 및 디포커스(Defocus)와 같은 공항 등화에 대한 안개의 영향			X	X
2.g.10.	착륙등, 점멸등, 비콘(Beacon)을 포함하여 반사된 눈부심과 같이 가시성이 감소하는 항공기에 장착된 등화의 효과			X	X
2.g.11.	마른 활주로 또는 유도로상 눈이나 모래가 날리는 효과를 제공하는 바람은 교관석에서 선택할 수 있어야 한다.			X	X
3.	두 개의 공항 모델을 결합하여 두 개의 “사용중인” 활주로를 달성할 수 있는 예; 공항의 첫 번째 모델에서 “사용중인” 활주로로 지정된 하나의 활주로와 동일한 공항의 두 번째 모델에서 “사용중인” 활주로로 지정된 두 번째 활주로 예를들어, 활주로 27방향으로 ILS 접근, 활주로 18 우측으로 선회 접근허가. 두가지 공항 시작 모델이 사용될 수 있다: 첫 번째는 활주로 27방향으로 접근 시 “사용중인” 활주로로 지정된 활주로 27과 “사용중인” 활주로로 지정된 활주로 18방향 우측이 두 번째이다. 조종사가 활주로 27방향의 ILS 접근을 중단할 때, 강사는 “사용중인” 활주로로 지정된 활주로 18방향 우측의 두 번째 공항 시각 모델로 변경할 수 있다. 이 프로세스는 시각 모델 변경으로 인한 일시적인 장애가 조종사를 산만하게 하지 않고, 항법 무선 주파수의 변경을 유발하지 않으며, 과도한 강사/평가관의 시간을 초래하지 않는한 검사관이 인정할 수 있다.				
4.	운영자는 활주로에 대한 모든 세부사항을 제공할 필요는 없지만 제공된 세부사항들은 시스템의 성능 내에서 정확하여야 한다.				

나. 2등급 공항모델

QPS Requirements					
번호	Class II 공항모델	등급			
		A	B	C	D
이 표는 검사관의 추가적인 개입 필요없이 지시된 등급에서 인증에 필요한 것 이외에 공항 모델을 시뮬레이터의 모델 라이브러리에 추가하는데 필요한 최소 공항 모델 항목 및 기능을 명시한다.					
1.	**공항모델 관리** 다음은 A, B, C, D등급의 모의비행장치에 대한 최소 공항모델 관리 요구 사항이다.				
1.a.	“사용중인” 활주로에 있는 점멸등, 접근 등화, 활주로등, 시각 착륙 보조 장치, 활주로중심선등, 활주로시단등 및 접지구역등의 방향을 복제하여야 한다.	X	X	X	X

QPS Requirements					
번호	Class II 공항모델	등급			
		A	B	C	D
2.	**시각적 특징 인식** – 다음은 A, B, C 및 D등급의 모의비행장치에 대해 활주로 특징이 보여야 하는 최소 거리이다. – 거리는 시정에 대하여 최소 거리를 재현하는 시뮬레이션된 기상 조건에서 활주로 시단에서부터 연장된 3도 활공각으로 활주로와 정렬된 비행기까지 측정된다. – 선회접근의 경우 아래의 모든 요건은 초기 접근에 사용된 활주로와 착륙 예정 활주로 모두에 적용된다.				
2.a.	활주로 시단의 8km(5sm)에서 활주로 선명도, 점멸등, 접근등 및 활주로등	X	X	X	X
2.b.	활주로 시단의 8km(5sm)에서의 시각 접근 보조 등화(VASI 또는 PAPI)			X	X
2.c.	활주로 시단의 5km(3sm)에서의 시각 접근 보조 등화(VASI 또는 PAPI)	X	X		
2.d.	활주로 시단의 5km(3sm)에서의 활주로 중심선등 및 유도로 선명도	X	X	X	X
2.e.	활주로 시단의 3km(2sm)에서의 활주로시단등 및 접지구역등	X	X	X	X
2.f.	(주간에 표면 해상도 시험에서 요구되는) 야간에 착륙등의 범위 내에 있는 활주로 표시	X	X	X	X
2.g.	선회접근의 경우 착륙 예정 활주로 및 관련 조명은 정교하게 시야에서 사라져야 한다.	X	X	X	X
3.	**공항모델 내용** – 다음은 공항모델에 제공되어야 하는 최소 요구사항을 규정하고 A, B, C, D등급의 모의비행장치에 대한 해당 모델과 일치해야 하는 공항 환경의 다른 면을 식별한다. – 공항모델 세부 사항은 공항 사진, 건설 도면 및 지도 또는 기타 유사한 데이터에 따라 개발되거나 발행된 규정 자료에 따라 개발되어야 한다. – 선회접근의 경우 모든 요건은 최초 접근에 사용된 활주로와 착륙예정 활주로에 적용된다. – 각 "사용 중인" 활주로에 대해 계류장에서 활주로 말단까지 하나의 "주" 지상 활주 경로만이 필요하다.				
3.a.	각 “사용중인” 활주로에 대한 표면 및 표시				
3.a.1.	활주로 시단 표시	X	X	X	X
3.a.2.	활주로 번호	X	X	X	X
3.a.3.	접지 구역 표시	X	X	X	X
3.a.4.	고정 거리 표시	X	X	X	X
3.a.5.	가장자리 표시	X	X	X	X
3.a.6.	중심선 표시	X	X	X	X
3.b.	각 “사용중인” 활주로 등화				
3.b.1.	시단등	X	X	X	X
3.b.2.	가장자리등	X	X	X	X
3.b.3.	종단등	X	X	X	X
3.b.4.	중심선등	X	X	X	X
3.b.5.	해당하는 경우 접지구역등	X	X	X	X
3.b.6.	해당하는 경우 개방등(Leadoff light)	X	X	X	X
3.b.7.	해당 활주로에 대한 적절한 시각 착륙 보조 장치	X	X	X	X
3.b.8.	해당 활주로에 대한 적절한 접근 등화 시스템	X	X	X	X

QPS Requirements					
번호	Class II 공항모델	등급			
		A	B	C	D
3.c.	각 “사용중인” 활주로와 관련된 유도로 표면과 표시				
3.c.1.	가장자리	X	X	X	X
3.c.2.	중심선	X	X	X	X
3.c.3.	활주로 대기선	X	X	X	X
3.c.4.	계기착륙시설(ILS) 임계지점 표시	X	X	X	X
3.d.	각 “사용중인” 활주로와 관련된 유도로 등화				
3.d.1.	가장자리			X	X
3.d.2.	중심선	X	X	X	X
3.d.3.	활주로 대기 및 계기착륙시설(ILS) 임계지점 등화	X	X	X	X
4.	**공항 환경 시뮬레이션의 다른 측면과의 요구되는 모델 상관관계** 다음은 A, B, C, D등급의 모의비행장치에 대해 수행해야 하는 최소 모델 상관관계 점검이다.				
4.a.	공항모델은 “사용중인” 활주로에서 관련 운항시 항법보조장비와 적절하게 정렬되어야 한다.	X	X	X	X
4.b.	활주로, 유도로 및 계류장 지역의 경사는 시각적 장면이 묘사되는 경우, 산만하거나 비현실적인 효과를 일으키지 않아야 한다.	X	X	X	X
5.	**비행기 및 관련 장비와의 상관관계** 다음은 A, B, C, D등급의 모의비행장치에 대해 수행해야 하는 최소 상관관계 비교이다.				
5.a.	공기 역학 프로그래밍과 시각시스템 호환성	X	X	X	X
5.b.	모의비행장치 자세와 관련된 환경의 정확한 묘사	X	X	X	X
5.c.	착륙 중 침하율과 깊이 인식을 평가하기 위한 시각적 신호		X	X	X
5.d.	항공기에 장착된 외부 등화, 다른 항공기 등화에 대한 시각 효과		X	X	X
6.	**장면 품질(화질)** 다음은 A, B, C, D등급의 모의비행장치에 대해 수행해야 하는 최소 장면 품질 점검이다				
6.a.	표면(Surface)과 텍스처 신호(Textural cue)는 양자화(Aliasing)가 없어야 한다.			X	X
6.b.	정확한 색상과 사실적인 질감 신호			X	X
6.c.	시스템 광점에는 주의를 산만하게 하는 떨림, 번짐 또는 줄무늬가 없어야 한다.	X	X	X	X
7.	교관석 제어 다음은 A, B, C, D등급의 모의비행장치에서 사용할 수 있어야 하는 최소 교관석 제어이다.				
7.a.	환경 영향(예 ; 운저(사용되는 경우), 구름 효과, 구름 밀도, 시정(sm/Km), RVR(ft/m)	X	X	X	X
7.b.	공항 선택	X	X	X	X
7.c.	다양한 강도를 포함하는 공항 등화	X	X	X	X
7.d.	지상 및 공중 교통흐름을 포함한 동적 효과			X	X
8.	운영자는 활주로의 모든 세부 사항을 제공할 필요는 없지만 제공되는 세부 사항은 시스템 기능 내에서 정확해야 한다.	X	X	X	X

다. 3등급 공항모델

모의비행장치 운영자가 구체적인 공항 모델과 해당 모델이 사용되는 조건, 제한사항을 적절히 기술한 설명서를 검사관에게 제출하고 승인 받는 경우 3등급 공항 모델로 운영할 수 있다.

4. 모션시스템 요구사항

기능 및 주관적인 시험						
QPS Requirements						정보
번호	모션시스템 효과	등급				참고사항
		A	B	C	D	
이 표는 조종사가 어떤 사건이나 상황을 인지할 수 있어야 할 때 지시되어야 할 필요가 있는 모션 효과를 명시한다. 해당하는 경우 비행 시뮬레이터 피치, 측면 하중 및 방향 조종 특성들은 비행기의 특성을 반영하여야 한다.						
1.	– 조향 및 제동 입력으로 인한 가로(Lateral), 세로(Longitudinal) 및 방향(Directional) 신호와 같은 활주 효과 – 미끄럼 방지(Anti-skid) 및 유도로 특성과 관련된 활주로 오염(Runway contamination)			X	X	
2.	– 활주로 덜컹거림(Runway rumble), 올레오변형(Oleo deflection), 지상 속도, 고르지 않은 활주로, 활주로/유도로 중심선등 특성 – 비행기가 이륙 위치로 사전설정된 후 해제되고, 매끄러운 활주로에서 다양한 속도로 활주하며, 올레오 변형으로 시뮬레이션된 활주로 덜컹거림 효과의 일반적인 특성을 기록하여야 한다. – 50%의 활주로 거칠기에서 그리고 최대 거칠기로 기동을 반복해야 한다. – 지면 속도와 활주로 거칠기에 의해 영향을 받는 관련 모션 진동을 기록하여야 한다.		X	X	X	항공기 형식에 따라 관련된 진동에도 영향을 미칠 수 있는 총 중량 선택이 가능하다. 위 시험에 대해 관련된 모션 효과에는 중심선등, 고르지 않은 활주로의 표면 불연속성 및 다양한 유도로 특성에 대한 롤링 효과에 대한 평가도 포함되어야 한다.
3.	– 스포일러/스피드 브레이크 전개 및 역추력으로 인한 지상 버펫 – 정상 착륙을 수행하고 지상 스포일러 및 역추력을 개별적으로 또는 조합 사용하여 시뮬레이션된 비행기를 감속하여야 한다. – 지상 스포일러와 역추력장치로 인한 버펫만 느껴지도록 휠 브레이크를 사용하지 말아야 한다.	X	X	X	X	
4.	– 착륙 장치와 관련된 범프(Bump) – 이륙 후 최대 Oleo extension으로 인해 감지할 수 있는 범프에 특별한 주의를 기울이면서 정상 이륙을 수행하여야 한다. – 착륙장치를 올리거나 내릴 때, 또는 잠길 때 범프가 느껴질 수 있다.	X	X	X	X	
5.	– 착륙장치의 내림/올림 중 버펫 – 착륙장치 작동. 체험된 버펫의 모션신호가 실제 비행기를 재현하는지 점검하여야 한다.	X	X	X	X	
6.	– 공중에서 플랩 및 스포일러/스피드 브레이크 전개로 인한 버펫	X	X	X	X	

기능 및 주관적인 시험						
QPS Requirements						정보
번호	모션시스템 효과	등급				참고사항
		A	B	C	D	
	- 접근을 수행하고 정상 접근 속도를 의도적으로 초과하는 대기속도로 플랩과 슬랫을 전개하여야 한다. - 순항 형상에서 스포일러/스피드 브레이크 전개와 관련된 버펫을 확인하여야 한다. - 위의 효과는 상호 작용 효과를 평가하기 위해 스포일러/스피드 브레이크, 플랩 및 착륙장치 설정의 다른 조합으로도 확인될 수 있다.					
7.	- 대기요란(예 ; 난기류로 인한 버펫, 윈드시어, 뇌우 접근, 돌풍 등)으로 인한 버펫			X	X	
8.	- 실속 버펫 및 실속 버펫으로의 접근(해당되는 경우) - 엔진 아이들(Idle) 상태 및 1knot/s 감속으로 실속 접근을 수행하여야 한다. 속도가 감소함에 따라 증가하는 버펫 수준을 포함하여 버펫의 모션 신호가 실제 비행기의 특성을 반영하는지 확인하여야 한다.	X	X	X	X	완전 실속 훈련(Full stall training)에 적합한 모의비행장치의 경우, 초기 버펫 인식 임계값에서 임계 받음각 또는 받음각의 함수로 억제버펫(Deterrent buffet)까지 버펫 진폭의 증가를 설명하는 모델링으로 한다. 실속버펫 모델링은 Nz 뿐만아니라 관련이 있는 경우 Nx 및 Ny의 효과를 포함하여야 한다.
9.	- 메인 및 노즈 기어에 대한 접지 신호 - 다양한 강하 속도로 몇 가지 정상 접근을 수행. 각 강하속도에 대한 접지 범프에 대한 모션신호가 실제 비행기의 것을 대표하는지 확인하여야 한다.	X	X	X	X	
10.	- 노즈휠 긁힘(Nosewheel scuffing) - 다양한 지상 속도로 활주하고 노즈휠이 지면에 대해 진동하도록 하는 요 레이트(Yaw rate)가 발생하도록 노즈휠 스티어링(Nosewheel steering)을 조작하여야 한다. - 긁힘(Scuffing)을 생성하는 데 필요한 속도/노즈휠 조합을 평가하고 관련 진동이 실제 비행기의 것을 대표하는지 확인하여야 한다.		X	X	X	
11.	- 제동장치가 작동된 상태에서 추력 효과 - 이륙 지점에서 제동장치를 작동하고 버펫이 발생할 때까지 엔진 동력을 증가시킨다. 이 특성을 평가하여야 한다. 엔진 추력이 증가함에 따라 버펫이 적절하게 증가하는지 확인하여야 한다.	X	X	X	X	이 효과는 날개 장착형 엔진(Wing-mounted engines)에서 가장 뚜렷하다.
12.	- 마하 및 기동 버펫 - 높은 고도에 있는 동안 시뮬레이션된 비행기가 1g 비행으로 트림된 상태에서 마하 수치가 마하 버펫		X	X	X	

기능 및 주관적인 시험						
QPS Requirements						정보
번호	모션시스템 효과	등급				참고사항
		A	B	C	D	
	을 경험하는 문서화된 값을 초과하도록 엔진 동력을 증가시켜야 한다. - 버펫이 비행기에서와 동일한 마하 수치에서 시작하고 (동일한 형상에 대해) 버펫 수준이 실제 비행기의 것을 대표하는지 확인하여야 한다. - 특정 비행기의 경우 기동버펫에서도 동일한 효과를 확인할 수 있다. 특히 더 높은 고도에서 1g 이상의 조건에서 선회 비행 중에 기동버펫이 발생할 수 있다.					
13.	- 타이어 고장 역학 - Single 타이어 및 Multiple 타이어 결함을 시현한다.			X	X	조종사는 같은 쪽에서 선택된 Multiple 타이어 결함으로 인해 약간의 요잉(Yawing)을 알아차릴 수 있다. 비행기를 조종하기 위해 방향타를 사용하여야 한다. 항공기 형식에 따라 Single 타이어 결함은 조종사가 알아차리지 못할 수 있으며 특별한 모션 효과가 없어야 한다. 소리 또는 진동은 실제 타이어 손실 압력과 관련이 있을 수 있다.
14.	- 엔진 고장, 기능불량, 엔진 및 기체 구조적 손상 - 특정 모의비행장치에 대한 기능불량 정의 문서에 규정된 대로 엔진 기능불량의 특성은 조종사가 느끼는 특수 모션 효과를 설명하여야 한다. 기능불량의 특성에 따라 다양한 관련 엔진 계기를 기록하고 기체 진동의 효과의 재현을 기록하여야 한다.		X	X	X	
15.	- 테일 스트라이크, 엔진 포드/프로펠러, 윙 스트라이크 - 테일 스트라이크(동체 후방의 지면접촉)은 이륙하는 동안 V_r 미만의 속도에서 비행기의 과회전으로 확인될 수 있으며, 효과는 착륙 시에도 확인될 수 있다. - 이·착륙 활주 중 비행기를의 과도한 경사는 포드 스트라이크를 초래할 수 있다.		X	X	X	모션효과는 눈에 띄는 충돌이 느껴져야 한다. 테일 스트라이크가 비행기의 각속도에 영향을 미친다면 모션시스템에서 제공하는 신호가 관련 효과를 내야 한다.

5. 음향시스템 요구사항

QPS Requirements					
번호	음향 시스템	등급			
		A	B	C	D
1.	강수			X	X
2.	강수 제거 장비			X	X
3.	정상 운항 중에 조종사가 감지할 수 있는 심각한 비행기 소음			X	X
4.	엔진 기능불량, 착륙장치/타이어 기능불량, 테일 및 엔진 포드 스트라이크 및 여압장치 기능불량을 포함한 관련 음향 신호가 있는 비정상 운항			X	X
5.	비행 시뮬레이터가 제한을 초과하여 착륙할 때 충돌 소리	X	X		

6. 특수효과 요구사항

QPS Requirements					
번호	특수효과	등급			
		A	B	C	D
1.	**제동 역학** 안티 스키드 및 조종사가 문제를 식별하고 적절한 절차를 이행할 수 있기에 충분하게 높은 제동 온도(비행기 관련 데이터 기반)로 인한 감소된 브레이크 효율을 포함하는 브레이크 고장 역학(비행 시뮬레이터 피치, 측면하중 및 방향 조종 특성들이 비행기의 것을 대표)을 표현하여야 한다.			X	X
2.	**기체 및 엔진 결빙의 효과(알려진 결빙 조건에서 운항하도록 승인된 비행기에만 요구)** – 공중에 떠 있는 상태에서 자동 조종 장치가 켜져 있고 자동 스로틀이 꺼진 상태로 엔진 및 에어포일 제·방빙 시스템을 비활성화한다. – 시뮬레이터 및 시스템 응답을 모니터링할 수 있는 속도로 결빙 조건을 활성화한다. – 결빙 인지에는 일반적으로 속도 감소, 시뮬레이터 피치 자세의 변경, 엔진 성능 표시의 변경(대기 속도 변경으로 인한 경우 제외), 동·정압 시스템의 데이터 변경이 포함된다. – 난방, 제·방빙 시스템을 독립적으로 활성화하여야 한다. – 이러한 시스템의 적절한 효과가 포함되어 인식될 것이며 최종적으로 시뮬레이션된 비행기를 정상 비행상태로 되돌린다.			X	X

7. 교관석 요구사항

QPS Requirements					
번호	특별 효과	등급			
		A	B	C	D
이 점검표는 비행기 및 시스템이 특정 시뮬레이터에 설치된 경우에만 평가 대상이 된다.					
1.	시뮬레이터 전원스위치	X	X	X	X
2.	비행기 상태				

QPS Requirements					
번호	특별 효과	등급			
		A	B	C	D
2.a.	총중량, 무게중심, 연료하중 및 분배	X	X	X	X
2.b.	비행기 시스템 상태	X	X	X	X
2.c.	지상 조업 기능 (예; 외부 전원, 뒤로 밀기)	X	X	X	X
3.	공항				
3.a.	공항 선택	X	X	X	X
3.b.	활주로 선택	X	X	X	X
3.c.	활주로 표면 상태 (예; 거친, 매끄러운, 결빙, 젖은)	X	X		
3.d.	사전 설정 위치 (예; Ramp, Gate, #1 for takeoff, Takeoff position, Over FAF)	X	X	X	X
3.e.	등화 제어	X	X	X	X
4.	환경 제어				
4.a	시정(Statute miles(Kilometers))	X	X	X	X
4.b.	활주로 가시거리(RVR, in feet(meters))	X	X	X	X
4.c.	온도	X	X	X	X
4.d.	기후 (예; Ice, Snow, Rain)	X	X	X	X
4.e.	풍속 및 풍향	X	X	X	X
4.f.	윈드시어	X	X		
4.g.	구름(Base and tops)	X	X	X	X
5.	비행기 시스템 기능불량 (시뮬레이터에 기능불량 추가 및 삭제)	X	X	X	X
6.	Locks, Freezes, and Repositioning				
6.a.	Problem(all) Freeze / Release	X	X	X	X
6.b.	Position(geographic) Freeze / Release	X	X	X	X
6.c.	Repositioning(Locations, Freezes, Releases)	X	X	X	X
6.d.	지상속도제어	X	X	X	X
7.	교관석 통제	X	X	X	X
8.	음향제어 On / Off / Adjustment	X	X	X	X
9.	모션/조종 하중 시스템				
9.a.	On / Off / Emergency stop	X	X	X	X
10.	참관자 좌석/운영석 Position / Adjustment / Positive restraint system	X	X	X	X

[별표 5]

비행기 - 비행훈련장치 인증성능기준(일반 기준)
(Airplane - Flight Training Device QPS - General Requirements)

1. 개 요

가. [별표 5]에 포함된 일부 요건들은 SOC(Statement of Compliance)에서 보충되어야 한다. 여기에는 객관적 점검 및 주관적 평가가 포함될 수 있으며, SOC를 필요로 하는 요건은 [표 5-1]에 기술되어 있다.

나. [표 5-1]은 비행기 비행훈련장치의 최소요건을 기술하고 있다. 기술된 다양한 장치들에는 [별표 5]에서 개괄한 요건의 범위를 넘는 운항시스템이나 기능들도 포함되어 있다. 그러나 모든 시스템은 적합한 운용이 보장되도록 [별표 5]에 의거하여 시험 및 평가되어야 한다.

2. 논의사항

가. [별표 5]는 4~7등급의 비행훈련장치 인증을 위한 일반요건을 기술한다. 운영자는 본 부록 열거된 객관적 점검과 기능 검사 및 주관적 평가 등을 고려하여, 비행훈련장치의 특정 등급에 대한 전체 요건을 결정해야 한다.

나. [표 5-1]은 비행훈련장치의 일반요건 기준이 제시되어 있다.

다. [표 5-2]는 해당 비행훈련장치가 점검항목을 제공할 수 있는지에 대한 여부를 결정한다.

라. [표 5-3]은 교관석에서 모의비행장치를 제어할 수 있는 기능들을 기술한다.

마. 지정검사 등에서 인증과제목록(SOQ의 일부)에 포함된 모든 것을 완료할 필요는 없다.

[표 5-1] 비행기 비행훈련장치(FTD) 최소요건

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치(FTD) 요건	FTD 등급				참고사항
		4	5	6	7	
1. 조종석 일반 형상						
1.a.	FTD는 조종장치, 장비, 조종실 계기, 회로차단기 및 적절한 격벽을 갖춘 비행기의 모의품으로 기능적으로 비행기와 동일 또는 유사하게 기능하여야 한다. 조종장치 및 스위치의 이동 방향은 해당 비행기와 동일해야 한다. 조종석은 조종사가 실제 비행기와 동일한 눈높이에 맞출 수 있도록 해야 한다. 조종실 창(Windows)의 운용을 위한 장비가 구비되어야 하지만 실제 창이 운용되도록 할 필요는 없다. 기타 화재용 도끼, 소화기 및 여분의 전구 등도 비행훈련장치(FTD)에서 이용할 수 있어야 하나, 원래 위치에서 근거리에 두는 것만으로 충족한다. 화재용 도끼, 착륙장치 핀, 및 기타 유사한 목적의 도구들은 윤곽을 알 수 있을 정도면 된다. FTD 계기 및 계기 패널에 대하여 물리적으로 오버레이 또는 마스킹과 함께 전자적으로 표시되는 이미지의 사용은 다음의 경우 허용된다. (1) 모든 계기와 계기판의 레이아웃은 크기는 정확해야 하며, 차이가 있는 경우에도 조종사가 감지하지 못할 정도이어야 한다. (2) 계기의 모든 기능과 내장된 논리회로를 포함하여 비행기의 것과 유사하여야 한다. (3) 표시된 계기는 끊기지 않게 시현되어야 한다. (4) 계기 표시의 특성은 다음을 포함하여 비행기의 것을 복제하여야 한다. – 해상도, 색상, 명시도, 밝기, 폰트, 면 채움 패턴, 선 스타일 및 기호 (5) 배젤과 버그를 포함하여 오버레이 또는 마스킹은 비행기 계기판을 복제하여야 한다. (6) 계기 제어 및 스위치는 비행기의 것을 복제하고 동일한 기법, 힘, 움직임과 동일한 방향으로 작동하여야 한다. (7) 계기 등화는 비행기의 것을 복제하고, 해당 조도에 대하여 FSTD 제어판으로 작동되며, 가능한 경우 동일한 제어판으로 작동되는 다른 등화와 동등한 수준이어야 한다. (8) 해당되는 경우, 계기에는 반드시 비행기 내 계기판을 복제하는 페이스 플레이트(Faceplate)가 있어야 함			X	X	FTD의 조종석은 요구되는 조종사 임무 좌석 및 이에 대해 요구되는 조종사 좌석의 격벽 후방이 포함된 조종사 좌석의 가장 후방 세팅에서부터 동체 단면의 모든 전방 구역으로 구성된다. 인증 시 격벽에 포함되는 착륙장치 핀 보관함, 파이어엑스(Fire axe)와 소화기, 여분의 전구 및 항공기 문서 보관함은 필수사항으로 고려되지 않으며, 생략될 수 있다. 6등급 FTD의 경우, 인증받은 훈련요목을 수행하는데 주관적으로 인정될 수 있고 산란하게 하지 않는다면 조종실 창문유리는 생략될 수 있다.

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치(FTD) 요건	FTD 등급				참고사항
		4	5	6	7	
1.b.	7등급 FTD의 경우에만; 전자기계식 계기와 같은 3차원적인 계기를 표시하는 이미지는 복제된 계기와 동일한 3차원 깊이를 갖도록 구현되어야 한다. 주 운영자의 시각에서 봤을 때 시뮬레이션된 계기의 외관은 실제 비행기의 계기를 복제하여야 한다. 보는 각도와 실제 비행기 계기의 시차로 인한 계기를 읽는 값의 부정확성은 시뮬레이션된 계기 표시 이미지에 복제되어야 한다. 보는 각도 에러 및 시차는 엔진 디스플레이 및 예비 지시계와 같은 공유되는 계기들에서 최소화 되어야 한다. FTD는 인가된 교육/평가가 충분하게 수행될 수 있도록 시뮬레이션된 장비(예 ; 계기, 패널, 시스템, 회로차단기 및 제어 장치)를 갖추고 있어야 한다. 장착된 장비는 조종실 또는 개방형 조종실 내 정위치에 있어야 한다. 인가된 교육 및 평가에 필요한 추가 장비는 조종석 내 정위치 또는 그에 가까운 적절한 위치에 있어야 하며, FTD에서 사용할 수 있어야 한다. 장비의 작동은 비행기에서 적절한 기능을 복제하여야 한다. 화재용 도끼, 착륙장치 핀, 및 기타 유사한 목적의 도구들은 윤곽을 알 수 있을 정도면 된다.	X	X			
1.c.	절차에 영향을 미치거나 관측가능한 조종실 지시기의 값 관련 회로차단기는 적절한 위치에 있어야 하며 기능상으로도 정확해야 한다.				X	
2. 프로그래밍						
2.a.1	비행 중 정상적으로 경험하게 되는 항력 및 추력의 조합에 대한 공기역학적 변경의 적절한 효과를 제공하여야 한다. 여기에는 비행기의 자세, 추력, 항력, 고도, 온도 및 형상의 변경 효과를 포함하여야 한다. 6등급의 경우, 추가적으로 총 중량 및 무게 중심의 변경 효과가 요구된다. 5등급은 일반적인 공기역학적 프로그래밍만 필요하다. 적합성확인서(SOC)가 요구된다.		X	X		
2.a.2	비행 중 정상적으로 경험하게 되는 항력 및 추력의 조합을 설명하는 비행 역학 모델에는 비행기의 자세, 추력, 항력, 고도, 온도, 총중량, 관성 모멘트, 무게중심 위치 및 형상의 변경 효과를 포함하는 실제 비행 조건과 일치하여야 한다.				X	

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치(FTD) 요건	FTD 등급				참고사항
		4	5	6	7	
	항공기 피치(Pitch) 자세 및 연료 흐름에 따른 무게중심의 변화가 시뮬레이션 되어야 한다. 적합성확인서(SOC)가 요구된다.					
2.b.	FTD는 요구되는 인증 등급을 충족하는데 필요한 컴퓨터 성능, 정확성, 해상도 및 동적응답을 갖추어야 한다. 적합성확인서(SOC)가 요구된다.	X	X	X	X	
2.c.1	조종석 계기의 상대적인 응답은 대기 시험 또는 전송 지연 시험에 의해 측정되어야 하고 300ms를 초과할 수 없다. 계기는 할당된 시간 내에 조종사의 좌석에서 갑작스러운 입력에 응답하여야 하지만 같은 조건하에서의 비행기가 응답할 때의 시간 이전이어서는 아니된다. (1) 대기: 해당되는 경우, FTD 계기, 모션시스템 및 시각시스템 응답은 비행기 응답 시의 해당 시간 전이어서는 아니되며 같은 조건하에서 해당 시간 후 최대 300ms내에 응답할 수 있다. (2) 전송지연: 대기 요건에 대한 대체방안으로서 전송지연 목적의 시험은 FTD시스템이 명시된 한계를 초과하지 않음을 입증하는데 사용될 수 있다. 운영자는 핸드셰이킹 프로토콜(Handshaking protocol)을 사용하여 조종사 제어에서 모든 비행훈련장치 소프트웨어 모듈을 통해 올바른 순서로 진행되는 단계의 신호에 의해 발생하는 지연 시간을 측정해야 하며, 마지막으로 계기 디스플레이와 해당되는 경우 모션시스템 및 시각시스템으로의 일반 출력 인터페이스를 통해 측정해야 한다.		X	X		계기 신호를 제공하는 FTD가 명시된 시간 내에서 비행기 응답과 같이 지연되는지를 검증하기 위한 것이다. 비행기의 응답의 경우 적절하게 대응되는 회전축(Rotational axis)으로 가속도가 생긴다.
2.c.2.	모션 시스템, 시각 시스템 및 조종실 계기의 상대적인 응답은 대기 시험 또는 전송지연 시험에 의해 측정된다. 시각 장면의 변화(다른 정보가 포함된 최초 비디오 화면의 스캔 시작)가 시작되기 전에 모션 작동이 일어나지만 해당 비디오 화면의 스캔 종료전에 작동되어야 한다. 계기 응답은 모션시스템 작동 전에 발생하지 않을 수도 있다. 시험 결과가 다음의 한계 내에 있어야 한다. (1) 모션(설치된 경우) 및 계기 시스템의 경우 100ms (2) 시각 시스템의 경우 120ms				X	계기, 모션 및 시각 신호를 제공하는 FTD가 명시된 시간내에 비행기 응답과 같이 지연되는지를 확인하기 위한 것이다. 비행기의 응답의 경우 적절하게 대응되는 회전축(Rotational axis)으로 가속도가 생긴다.
2.d.	지상 운용과 공기역학 프로그램에는 다음 사항이 포함되어야 한다.					

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치(FTD) 요건	FTD 등급				참고사항
		4	5	6	7	
2.d.1.	지면효과(Ground Effect)				X	지면효과에는 라운드아웃, 플레어, 접지, 들림, 항력, 피칭모멘트, 트림 및 지면효과 시 동력 등을 설명하는 모델을 포함한다.
2.d.2.	지면반력(Ground Reaction)				X	지면반력에는 버팀대 뒤틀림(Strut deflections), 타이어 마찰(Tire friction) 및 측력(Side forces)을 설명하는 모델을 포함한다. 이는 비행기가 착륙 시 활주로에 접촉되면서 발생되는 반작용으로, 총중량, 대기속도, 또는 접지 시 강하율 등의 변화 요소와는 다르다.
2.d.3.	지상 운용 특징에는 공기역학 및 조향 입력, 측풍, 측면돌풍, 제동, 역추력, 감속 및 선회반경에서의 운용을 포함하는 지면반력 모델을 포함한다.				X	
2.e.	시뮬레이션된 항공기가 저고도 윈드시어 시어 시스템 장비 요건을 충족하여야 하는 항공기 중의 하나인 경우, FTD는 윈드시어 현상 인지 및 회복 절차를 실행하는 훈련을 제공하는 윈드시어 모델을 사용하여야 한다. 이 모델은 다음의 주요 비행단계에서 교관/평가관이 이용할 수 있어야 한다. (1) 이륙 회전(Rotation) 이전 (2) 이륙 순간 (3) 초기 상승구간 (4) AGL 500ft 이하의 최종접근 단계 QTG는 실행방법에 사용된 것을 포함하여 FAA 윈드시어 훈련 교보재 또는 대체 비행기와 관련된 데이터를 참조하여야 한다. 대체 방법이 선택되는 경우, Royal Aerospace Establishment(RAE), Joint Airport Weather Studies(JAWS) 프로젝트 및 기타 인정되는 출처의 바람 모델이 이행될 수 있으나 이는 입증되어야 하고 QTG에 적절하게 참조되어야 한다. 각 요구되는 윈드시어 프로파일과 관련된 난기류의 실제 수준의 추가는 교관이 선택적으로 이용할 수 있어야 한다. 인증이 요구되는 4개의 기본 윈드시어 모델외에 최소 2개의 추가적인 “복합” 윈드시어 모델은 실제 윈드시어 조우 시의 복잡성을 재연하기 위해 교관이 사용할 수 있어야 한다.				X	윈드시어 모델은 복수의 동시다발적인 구성요소가 있는 독립적인 다양한 바람으로 구성할 수 있다. FAA 윈드시어 훈련 교보재는 FTD 바람모델 요건을 준수하는 하나의 인정할 수 있는 방법을 제시한다. FTD는 필요시 생존가능한 그리고 생존 불가능한 윈드시어 시나리오가 훈련 환경에서 반복될 수 있도록 보장하는 방법을 채택하여야 한다. 7등급 FTD의 경우, 윈드시어 훈련은 모의 실속 경고 시스템이 장착된 항공기에 대해서만 인증받을 수 있다. 인증받은 윈드시어 프로파일은 모의 실속 경고(실속 버펫은 아님)가

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치(FTD) 요건	FTD 등급				참고사항
		4	5	6	7	
	이들 모델은 이륙 및 착륙 형상에서 사용할 수 있어야 하고 복수의 동시다발적인 구성요소가 있는 독립적인 다양한 바람으로 구성되어야 한다. 윈드시어 훈련 교보재는 이 요건을 충족하기 위하여 사용될 수 있는 2개의 "복합" 윈드시어 모델을 제공한다.					실속의 첫 번째 징후임을 보장하기 위해 평가된다.
2.f.	[별표 5] 객관적 점검에 부합하는지를 결정하는 FTD 하드웨어 및 소프트웨어 프로그램을 수동 및 자동 시험을 제공하여야 한다. 적합성확인서(SOC)가 요구된다.				X	허용오차 한계 상황에서 벗어나면 자동 표시(Automatic flagging)기능이 활성화 된다.
2.g.	FTD는 다음의 활주로 조건을 정확하게 재현하여야 한다. (1) 마른 상태 (2) 젖은 상태 (3) 결빙된 상태 (4) 부분적으로 젖은 상태 (5) 부분적으로 결빙된 상태 (6) 접지 구역의 고무자국이 젖어있는 상태 적합성확인서(SOC)가 요구된다.				X	
2.h.	FTD는 다음을 시뮬레이션하여야 한다. (1) Anti-skid Failure를 포함한 제동 및 타이어 고장 (2) 브레이크 고온에 따른 제동 효율성 감소(적용될 경우) 적합성확인서(SOC)가 요구된다.				X	FTD 피치, 측면하중 및 방향제어 특성이 해당 비행기를 재현하여야 한다.
2.i.	**엔진 및 기체 결빙** 기체, 공기역학 및 엔진에서 해당되는 경우 결빙 효과가 포함된 모델일 것 결빙 모델은 전반적인 항력의 증가와 양력손실, 실속 받음각 감소, 피칭 모멘트 변화, 조종효율성 감소 및 조종력 감소로 비행기 양력 표면에 착빙으로 인한 공기역학적 저하 효과를 시뮬레이션하여야 한다. 항공기 시스템(실속 예방 시스템 및 자동 비행 시스템)은 시뮬레이션된 항공기와 일치하도록 적절하게 착빙에 반응하여야 한다. 비행기 OEM 데이터 또는 기타 분석적 방법을 이용하여 일반적으로 비행중 결빙 조우 시 시뮬레이션된 항공기의 성능저하를 재현하는 착빙 모델을 개발하는데 활용하여야 한다. 인정할 수 있는 분석적 방법에는 풍동 분석 및 튜닝으로 결합된 양력 표면의 결빙으로 인한 공기역학적 효과의 엔지니어링 분석과 해당 분야의 전문 조종사에 의한 보충된 주관적인				X	결빙 현상을 인지하고 거기서 회복수행을 하는 데 필요한 특정 기술 훈련이 제공하는 효과를 설명하는 SOC가 제공 되어야 한다. 해당 효과가 시험된 것을 확인하는 것을 포함한 착빙 모델을 개발하는데 이용된 데이터소스 및 기타 관련된 분석 방법이 SOC에 기술될 것 결빙 효과 시뮬레이션 모델은 결빙 조건에서 운항하도록 허가된 비행기에 대

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치(FTD) 요건	FTD 등급				참고사항
		4	5	6	7	
	평가가 포함될 수 있다. 적합성확인서(SOC)가 요구된다.					해서만 요구된다. 결빙 시뮬레이션 모델은 착빙의 인지 및 요구되는 응답의 실행에 필요한 특정 기술에 대한 훈련을 제공하기 위하여 개발되어야 한다.
2.j.	FTD의 공기역학적 모델에는 다음사항이 포함되어야 한다. (1) 저고도 수평비행 시 지면효과 (2) 고고도에서 마하효과 (3) 조종면에서 정상 및 동적 역추력 효과 (4) 공탄성 재현(Aeroelastic Representations) (5) Sideslip에 의한 비선형성 적합성확인서(SOC)가 요구되며 (4), (5)항에 대한 계산 참조자료가 포함될 것				X	
2.k.	FTD는 방향 제어 시 역추력 효과에 대한 공기역학 및 지면 반력 모델을 갖추어야 한다.(적용될 경우) 적합성확인서(SOC)가 요구된다.				X	
3. 장비운용						
3.a.	비행기의 시뮬레이션에 포함된 모든 관련 계기 지시는 시뮬레이션된 비행기에 대한 움직임 제어 또는 외부 요란(난기류 또는 윈드시어)에 자동으로 반응하여야 한다. 수치는 적절한 단위로 제시되어야 한다. 7등급 FTD의 경우, 계기 지시는 결빙(Icing) 효과에 반응하여야 한다.		X	X	X	
3.b.1.	항법장비는 해당 비행기에 허용오차 내에서 장착되고 작동되어야 한다. 6등급 FTD의 경우, 비행기와 같은 통신 장비(인터폰, 공중·지상용)를 포함해야 하며, 훈련에 필요한 경우 산소 마스크 마이크 시스템이 포함되어야 한다. 5등급 FTD의 경우, 최소한 계기 접근에 필요한 항법 장비를 갖추어야 한다.		X	X		
3.b.2.	통신, 항법, 주의 및 경고 장비가 설치되어야 하며 해당 비행기에 허용오차 내에서 작동되어야 한다. 내·외부 항법보조장비에 대해 교관석에서 제어할 수 있어야 한다. 항법보조장비는 지리적인 영역에 적합한 범주 내에서 또는 육안으로 제한 없이 이용 가능하여야 한다.				X	

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치(FTD) 요건	FTD 등급				참고사항
		4	5	6	7	
3.b.3.	최소 3개 공항과 일치하는 정밀 및 비정밀 접근절차에 대한 완전한 항법 데이터베이스를 갖추어야 한다.(항법 데이터베이스의 업그레이드 포함)				X	
3.c.1.	장착된 시스템은 지상 및 비행중 모두에 대해 적용할 수 있는 비행기 시스템 작동을 구현하여야 한다. 장작된 시스템은 운영자의 훈련 프로그램이 이행될수 있는 것을 포함하여 적용할 수 있는 정상, 비정상 및 비상 운항 절차 하에서 작동되어야 한다. 6등급의 경우, 모든 해당하는 비행기의 비행, 항법 및 시스템의 작동을 시뮬레이션하여야 한다. 5등급의 경우, 최소 기능적인 비행과 항법적인 조작, 디스플레이, 계기를 갖추어야 한다. 4등급의 경우, 최소한 하나의 비행기 시스템이 설치되고 기능하여야 한다.	X	X	X		
3.c.2.	시뮬레이션된 비행기의 시스템은 지상 및 비행 중 정상, 비정상 및 비상운항 조건 하에서 비행기 시스템과 같이 작동하여야 한다. 활성화된 이후에는 해당 조종사의 시스템 관리에 의해 적합하게 운용되어야 하며, 교관의 조종장치로부터 추가적인 입력이 요구되지 않아야 한다.				X	비행기 시스템 작동은 해당 시스템 데이터로 예측, 추적될 수 있어야 한다. 이러한 시스템 데이터는 해당 비행기 제작사, 장비의 원제작자 또는 비행기 시스템이나 구성요소에 대해 승인된 대안 데이터에 의해 제공된 것이어야 하며, 최소한 대체 승인된 데이터는 수행이 인증된 모든 정상, 비정상 및 비상 운항 절차와 운용의 유효성이 검증되어야 한다.
3.d.	패널 및 계기의 조명 환경은 수행될 운항에 대하여 충분히 기능하여야 한다.	X	X	X	X	백라이트 패널 및 계기를 설치할 수 있지만 필수사항은 아니다.
3.e.	FTD는 시뮬레이션된 비행기와 일치하는 조종력과 조종장치 움직임을 제공하여야 한다. 조종력은 동일한 비행조건 하에서 비행기와 동일한 방법으로 반영하여야 한다. 7등급 FTD의 경우, 조종시스템은 백업 시스템을 포함하여 정상 및 모든 비정상 모드에 대하여 비행기의 운용을 복제하여야 하고, 관련 시스템의 고장을 반영하여야 한다. 적절한 조종실 표시 및 메시지도 복제되어야 한다.			X	X	
3.f.	FTD는 수동 비행으로 계기접근을 수행하기에 충분한 정밀도의 조종력과 조종장치 움직임을 제공하여야 한다.		X			

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치(FTD) 요건	FTD 등급				참고사항
		4	5	6	7	
3.g.	FTD 조종감 역학은 해당 비행기 것을 복제하여야 한다. 이는 비행기의 측정치와 해당 FTD의 조종감 역학의 기록을 비교함으로써 판단되어야 한다. 최초 및 등급 상향 인증평가 시 조종역학 특성이 조종실에서 측정되고 기록되어야 하며, 이륙, 순항 및 착륙 비행조건 형상에서 수행되어야 한다.				X	
4. 교관 또는 평가관 시설						
4.a.1.	조종사 좌석 이외에도 교관/검사관 및 감독관을 위한 적절한 좌석을 갖추어야 한다. 이들 좌석은 조종사의 패널에 대한 적절한 시야를 제공하여야 한다.	X	X	X		이 좌석은 비행기 좌석의 복제품일 필요는 없으며, 일반 의자를 사용하여도 무방하다.
4.a.2.	조종사 좌석 이외에도 FTD에는 교관/검사관 및 검사관을 위한 최소 2개의 좌석을 갖추어야 한다. 이들 좌석은 조종사의 패널과 전방 창에 대한 적절한 시야를 제공하여야 한다. 조종사 좌석 이외의 모든 좌석은 비행기에서 볼 수 있는 것을 그대로 재현할 필요는 없지만 바닥에 적절하게 고정되어야 하며, 유사한 좌석벨트가 구비되어 있어야 한다.				X	
4.b.1.	FTD는 교관이 적절한 정상, 비정상 및 비상 상황을 활성화하는 제어장치를 갖추어야 한다. 작동된 후 적절한 시스템 작동은 조종사의 시스템 관리를 통해 이뤄지고 교관 제어장치의 입력을 요구하지 않아야 한다.	X	X	X		
4.b.2.	FTD는 국토교통부로부터 인가를 받은 훈련프로그램 또는 해당하는 경우 관련 운항규정에 규정된 바에 따라 시뮬레이션된 비행기 시스템으로 교관/검사관이 모든 시스템 변수를 제어하고, 모든 비정상 또는 비상상황에 대해 시스템에 입력할 수 있는 제어장치를 갖추어야 한다.				X	
4.c.	FTD는 교관조종석(IOS)에서 사용할 수 있어야 할 것으로 예상되는 모든 환경 효과(예 ; 구름, 시정, 결빙, 강수, 온도, 스톰셀, 마이크로버스트, 난기류, 중간 및 고고도 바람속도 및 방향)에 대해 교관 제어장치를 갖추어야 한다.				X	
4.d.	FTD는 교관 또는 평가관이 지상 및 공중의 위험(요인)을 나타낼 수 있는 능력을 제공하여야 한다.				X	예를 들어, 사용중인 활주로 상에 또 다른 비행기가 교차하거나 또는 공중의 교통량이 한 지점으로 모이게 하는 것 등이 있다.
5. 모션 시스템(Motion System)						

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치(FTD) 요건	FTD 등급				참고사항
		4	5	6	7	
5.a.	FTD는 요구되지 않음에도 불구하고 희망하는 경우 모션 시스템을 갖출 수 있다. 모션 시스템이 장착된 경우 추가적인 훈련, 시험 또는 점검의 인정은 모션 시스템을 기반으로 요구되며, 모션 시스템 작동은 산만하지 않아야 하고, 통합 센서 신호를 제공하기 위해 밀접하게 연결되어야 한다. 모션 시스템은 할당된 시간내에 조종사 좌석에서 갑작스런 입력에 응답하여야 하지만 같은 조건하의 비행기가 응답할 때의 시간 이전에 응답해서는 아니 된다.		X	X	X	
5.b.	모션 시스템이 설치되어 있는 경우, 대기 시험 또는 전송지연 시험에 의해 측정되어야 하고, 300ms를 초과할 수 없다. 계기 응답은 모션 시작 전에 일어나서는 안 된다.			X	X	
6. 시각 시스템(Visual System)						
6.a.	FTD 시각 시스템이 설치된 경우 다음의 기준을 충족하여야 한다.					
6.a.1.	시각 시스템은 조종사 좌석에서의 갑작스러운 입력에 반응해야 한다. 적합성확인서(SOC)가 요구된다.		X	X		
6.a.2.	시각 시스템은 최소한 단일 채널, 비시준 디스플레이(Non-collimated display)이어야 한다. 적합성확인서(SOC)가 요구된다.	X	X	X		
6.a.3.	시각 시스템은 조종사 비행을 위하여 최소한 수직 18도, 수평 24도의 시야를 제공하여야 한다. 적합성확인서(SOC)가 요구된다.	X	X	X		
6.a.4.	시각 시스템은 조종석마다 최대 10도의 시차(Parallax)를 제공하여야 한다. 적합성확인서(SOC)가 요구된다.	X	X	X		
6.a.5.	시각 장면 내용은 산만함이 없어야 한다. 적합성확인서(SOC)가 요구된다.	X	X	X		

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치(FTD) 요건	FTD 등급				참고사항
		4	5	6	7	
6.a.6.	조종사의 눈 위치에서 디스플레이 표면까지의 최소 거리는 전면 패널 기기까지의 거리보다 짧을 수 없다. 적합성확인서(SOC)가 요구된다.					
6.a.7.	시각 시스템은 계산되고 표시된 픽셀 크기 모두에 대해 최소 5각분의 해상도를 제공하여야 한다. 적합성확인서(SOC)가 요구된다.	X	X	X		
6.b.	시각시스템이 설치되어 있고 시각시스템을 기반으로 추가 교육, 시험 또는 점검 인정을 받으려는 경우, 최소 A등급 모의비행장치에 충족하는 시각 시스템이 요구된다. “Direct view” 비시준된 시각 시스템(A등급 시각 시스템이 기타 요건을 충족하는 경우)은 시각 시스템의 “시점” 설계가 각 조종사 좌석에 대하여 시차 오차가 각 조종사에 대해 동시에 10° 이하로 적절하게 조정되어 장착된 경우 만족한 것으로 간주될 수 있다. 적합성확인서(SOC)가 요구된다.			X		직접 투영되고 비시준 시각적 디스플레이는 복좌(複座)가 허용되지 않을 수 있다.
6.c.	FTD는 조종석 밖의 시야를 제공하는 시각 시스템을 갖추어야 한다.				X	
6.d.	FTD는 최소한 수평 176°, 수직 36° 또는 지상 구역에 대한 시각 요건을 충족하기 위해 필요한 정도의 각도 중 더 큰 각도에서 연속적인 시야를 제공하여야 한다. 최소수평 시야범위는 항공기 동체에 대해 방위각 0도선을 중심으로 할 때 최소 연속 시야 요건의 ± 1/2이어야 한다. SOC가 요구되며, 시스템 선형성 및 시야를 포함하여 시스템 배치 측정법을 설명하여야 한다. 시준은 필요하지 않지만 시차효과(Parallax effects)를 최소화하여야 하며, 좌측 및 우측 좌석 시점 사이의 중간 지점에 대해 정렬할 때 각 조종사에 대해 10도 이하이어야 한다.				X	수평 시야라고 함은 일반적으로 180° 시야로 서술되지만, 시야는 기술적으로 적어도 176° 이상이다. 추가적인 시야 수용력은 최소 시야가 유지되는 한, 운영자의 재량에 따라 더해질 수 있다.
6.e.	시각시스템은 시각적인 불연속성 현상이나 비현실적인 신호를 생성하는 인공물이 없도록 하여야 한다.				X	비현실적인 신호에는 “떠다니거나(Swimming)”, “감쇠된(Roll-off)” 이미지가 포함되는데, 이로 인해 조종사는 속도, 가속 또는 상황 인식을 부정확하게 할 수 있다.

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치(FTD) 요건	FTD 등급				참고사항
		4	5	6	7	
6.f.	FTD는 야간 장면에 맞게 착륙등(Landing light)을 갖추어야 하며, 사용되는 경우, 황혼 장면에서 사용할 준비가 된 착륙등이 요구된다.				X	
6.g.	FTD에는 다음 사항에 대해 교관석 제어장치를 갖추어야 한다. (1) 시정은 육상마일(Statue mile, Km), 활주로 가시거리(RVR)은 ft 또는 m (2) 공항 선정 (3) 공항 등화				X	
6.h.	FTD는 동적 응답 프로그래밍과 시각 시스템의 호환성을 제공한다.				X	
6.i.	FTD는 FTD 조종실에서 볼 수 있는 지상 구역이 정확한 대기속도, 착륙 형상, 접지 구역 상공의 적절한 높이 그리고 적절한 시야를 가질 때 비행기 조종실(확립된 허용오차 내)에서 볼 수 있는 것과 동일해야 한다.				X	이 시험은 주어진 중량, 형상, 정상 접근과 착륙을 위한 비행기의 운항 포위선도 내 속도에 대한 RVR, Glide slope, Localizer의 모델링 정확도를 검증하기 위한 것이다.
6.j.	FTD는 이·착륙 중 다음 사항이 포함된 침하율 평가에 필요한 시각적 신호가 제공하여야 한다. (1) 활주로, 유도로 및 계류장 표면 (2) 지형특징				X	
6.k.	FTD는 FTD 자세와 관련된 시각적 환경의 정확히 묘사를 제공하여야 한다.				X	시각 자세 vs. FTD 자세는 자세계에 나타난 것과 비교하여, 해당 시각 장면에 표시된 지평선의 피치와 롤의 비교를 말함
6.l.	FTD는 시각시스템의 색상, RVR, 초점 및 강도를 신속히 제공하여야 한다. 적합성확인서(SOC)가 요구된다.				X	
6.m.	FTD는 최소 10등급의 엄폐(다른 물체에 의해 가려진 모습) 현상을 만들어낼 수 있어야 한다.				X	
6.n.	**야간 시각 장면** 훈련, 시험 또는 점검활동에 사용될 때 FTD는 공항, 지형 및 공항주변의 주요 랜드마크를 인지하기에 충분한 장면 컨텐츠를 갖춘 시각 장면을 제공하여야 한다. 장면 컨텐츠를 통해 조종사가 시계 착륙을 성공적으로 수행할 수 있어야 한다. 지평선을 식별할 수 있고, 들판, 도로 및 수면 그리고 항공기 착륙등으로 밝혀지는 지표면과 같은 일반적인 지형 특성이 포함되어야 한다.				X	
6.o.	**박명(또는 황혼) 시각 장면**				X	

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치(FTD) 요건	FTD 등급				참고사항
		4	5	6	7	
	훈련, 시험 또는 점검활동에 사용될 때 FTD는 공항, 지형 및 공항주변의 주요 랜드마크를 인지하기에 충분한 장면 컨텐츠를 갖춘 박명(또는 황혼) 시각 장면을 제공하여야 한다. 장면 컨텐츠를 통해 조종사가 시계 착륙을 수행할 수 있어야 한다. 박명(또는 황혼) 장면은 최소한 주변 조도가 낮춰진 상태의 색상으로 재현되어야 하며, 시계 접근, 착륙 및 공항 내 이동(유도로 이동)을 수행하는 데 보여지는 도로 연결 상황, 계류장 등화시설 및 공항 표지(식)이 포함된 적절한 질감의 표면을 제공해야 한다. 지평선을 식별할 수 있고, 들판, 도로 및 수면 그리고 항공기 착륙등으로 밝혀지는 지표면과 같은 일반적인 지형 특성이 포함되어야 한다. 이러한 경우, 지평선 빛의 방향을 통해 정확한 방위가 제공되고 이에 따라 지표면의 그림자 효과가 일치되게 하여야 한다. 전체 야간 또는 박명(또는 황혼) 장면 컨텐츠는 16개의 동시에 움직이는 물체를 표시하는 상태에서 10,000개의 가시적 질감 표면과 15,000개의 가시적 조명을 생성하고 세부적으로 비교할 수 있어야 한다. 적합성확인서(SOC)가 요구된다.					
6.p.	**주간 시각 장면** FTD는 해당 공항, 지형 및 공항 주변의 주요 지형지물을 인지하기에 충분한 장면 컨텐츠를 갖춘 주간 시각 장면을 제공하여야 한다. 장면 컨텐츠를 통해 조종사가 시계 착륙을 수행할 수 있어야 한다. 어떠한 주변 등화시설로 인해 표시된 장면이 보이지 않는 현상이 없도록 한다. 전체 주간 장면 컨텐츠는 16개의 동시에 움직이는 물체를 표시하는 상태에서 10,000개의 가시적 질감 표면과 6,000개의 가시적 조명을 생성하고 세부적으로 비교할 수 있어야 한다. 시각 디스플레이는 FTD가 운용중인 동안 명백하고 혼선을 초래하는 양자화 및 기타 방해되는 시각 효과가 없어야 한다. 적합성확인서(SOC)가 요구된다.				X	

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치(FTD) 요건	FTD 등급				참고사항
		4	5	6	7	
6.q.	FTD는 조종사가 착륙하고 있다는 착각을 초래하는 것으로 알려진 물리적인 관계를 묘사하는 시각 장면을 제공하여야 한다.				X	예; 짧게 보이는 활주로, 수면 위 착륙 접근, 오르막 또는 내리막으로 보이는 활주로, 접근로 상승 지형, 특이한 지형 특성 등
6.r.	FTD는 이륙, 접근 및 착륙동안 뇌우 주변의 약한, 중간의, 강한 강수의 특별한 날씨 재현을 제공하여야 한다. 이러한 날씨 표현은 공항 표면 상공 2,000ft(610m) 고도 이하 및 해당 공항의 10마일(16Km) 이내에서만 필요한다.				X	
6.s.	FTD는 젖은 조건에서의 활주로등 반사, 강설 조건에 대해 부분적으로 가려진 등화 또는 적절한 대안 효과를 포함하여 젖은 활주로 및 눈으로 덮힌 활주로에 대한 시각 장면을 재현하여야 한다.				X	
6.t.	FTD는 모든 공항 등화시설의 실제 색상과 방향을 제공하여야 한다.				X	
6.u.	시각 시스템에서 볼 수 있는 다음의 기상효과가 시뮬레이션되어야 하고 관련 교관석에 제어장치가 제공되어야 한다. (1) 운저, 운고, 운량 및 스커드 효과를 갖춘 다층 구름 (2) 스톰셀 활성화 및 비활성화 (3) 안개 및 부분적인 안개효과를 포함한 시정 및 활주로 가시거리(RVR) (4) 비행기 외부등에 미치는 영향 (5) 공항 등화(조도변수 및 안개효과 포함)에 따른 효과 (6) 표면 오염물질(바람 효과 포함) (7) 다양한 강수 효과(비, 우박, 눈) (8) 구름 속에서 대기속도 효과 (9) 구름 진입 및 통과에 따른 점진적 시정 변화				X	스커드 효과는 저고도에서 식별되는 구름층 아래로 낮게 분리되어 있는 불규칙한 구름 상태일 때 생기는 것으로, 저고도 운하 비행을 말한다.
6.v.	모의비행장치는 다음에 대해 시각효과를 제공하여야 한다. (1) 등화대(Light poles) (2) 외곽등(Edge light) (3) 실제 등화시설이 시야에 들어오기 전, 저시정 상태에서 접근등화시설과 연관된 불빛				X	등화대와 외곽등의 시각적 효과는 이·착륙 및 지상활주 훈련 중에 추가적인 깊이감(Depth perception)을 제공할 목적이다. 실제 깃대와 지주를 3차원 모형으로 만들 필요까지는 없다.
7. 음향 시스템						
7.a.	FTD는 조종사가 조작할 때 생기는 조종실 소리를 비행기에서 들리는 것과 일치하게 제공하여야 한다.			X	X	

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치(FTD) 요건	FTD 등급				참고사항
		4	5	6	7	
7.b.	음량제어 장치에는 모든 인증 요건에 충족되도록 음량 수준 설정을 나타내는 표시가 있어야 한다.				X	이 표시는 비행훈련장치의 최초 평가 시 평가된 음량 수준 설정이다.
7.c.	FTD는 강수, 윈드쉴드 와이퍼 및 조종사가 정상 및 추락(FTD가 비정상적인 자세 또는 구조적으로 랜딩기어의 한계를 초과하여 착륙할 때) 소음을 포함하는 비정상 운항, 정상 엔진 및 역추력 음향 및 플랩, 기어 및 스포일러를 내리고 올리는 음향을 인지할 수 있는 기타 중요한 비행기 소음의 음향, 방향 등을 정확하게 재현해야 한다. 적합성확인서(SOC)가 요구된다.				X	
7.d.	FTD는 조종실 소음과 음향의 실제 진폭과 주파수를 제공하여야 한다. FTD 성능은 최초 평가를 위하여 주관적으로 평가되고 기록되어야 하며 QTG의 일부로 구성되어야 한다.				X	

[표 5-2] 비행기 비행훈련장치 점검항목

비행훈련장치 등급을 지정받기 위해, 해당 비행훈련장치는 최소한 지정등급과 연계된 절차를 수행할 수 있어야 한다.

비행기 비행훈련장치(FTD) 점검항목						
QPS Requirements						정보
번호	주관적 요건 FTD 등급 지정을 위하여 해당 인증 등급에 관련된 최소 요목을 수행할 수 있어야 한다.	FTD 등급				참고사항
		4	5	6	7	
1. 비행전 절차						
1.a.	비행전점검 (조종실만 해당)	A	A	X	X	
1.b.	엔진 시동	A	A	X	X	
1.c.	지상활주				T	
1.d.	이륙전 점검	A	A	X	X	
2. 이륙 및 출발 단계						
2.a.	정상 및 측풍 이륙				T	
2.b.	계기 이륙				T	
2.c.	이륙 중 엔진 고장				T	
2.d.	이륙 중단(시각 시스템 필요)			A	X	
2.e.	출발 절차		X	X	X	
3. 비행 중 기동						
3.a.	급격한 선회		X	X	X	
3.b	실속 접근		A	X	X	항공기의 첫 실속 지시로서 실속 버펫을 나타내지 않는 경우에만 실속 기동에서의 접근을 인증받는다.
3.c.	다발 엔진 비행기에서 엔진 고장		A	X	X	
3.d.	단발 엔진 비행기에서 엔진 고장		A	X	X	
3.e.	국토교통부 승인을 받은 운영자의 비행훈련 프로그램에 통합된 비행 특성	A	A	A	A	4등급 FTD는 공기역학적 프로그래밍에 대한 최소 요건이 없으며, 비행 중 기동을 수행하도록 인증받지 않는다.
3.f.	윈드시어 회복				T	7등급 FTD의 경우, 윈드시어 회복은 운영자의 옵션으로 인증받을 수 있다.
4.	계기 절차					
4.a.	표준입항절차 / 비행관리시스템 도착절차		A	X	X	
4.b.	공중대기		A	X	X	
4.c. 정밀계기						

비행기 비행훈련장치(FTD) 점검항목						
QPS Requirements						정보
번호	주관적 요건 FTD 등급 지정을 위하여 해당 인증 등급에 관련된 최소 요목을 수행할 수 있어야 한다.	FTD 등급				참고사항
		4	5	6	7	
4.c.1.	모든 엔진 작동		A	X	X	예; 자동조종, 수동(Flt. Dir. Assisted), 수동(Raw Data)
4.c.2.	한쪽 엔진 부작동				T	예; 수동(Flt. Dir. Assisted), 수동(Raw Data)
4.d.	비정밀 계기 접근		A	X	X	예; NDB, VOR, VOR/DME, VOR/TAC, RNAV, LOC, LOC/BC, ADF, and SDF
4.e.	선회 접근(시각 시스템 필요)			A	X	특정 허가가 요구된다.
4.f.	실패 접근					
4.f.1.	정상		A	X	X	
4.f.2.	한쪽 엔진 부작동				T	
5. 착륙 및 착륙을 위한 접근						
5.a.	정상, 측풍 접근 및 착륙				T	
5.b.	정밀/비정밀 접근에서의 착륙				T	
5.c.	엔진 고장인 상태에서의 접근 및 착륙 - 다발엔진 비행기(Airplane)				T	
5.d.	선회 접근에서의 착륙				T	
5.e.	착륙 포기				T	
5.f.	플랩 없이 또는 비정상적인 플랩 형상으로 접근 및 착륙				T	
6. 정상 및 비정상 절차						
6.a.	엔진(엔진정지 및 재시동 포함)	A	A	X	X	
6.b.	연료 계통	A	A	X	X	
6.c.	전기 계통	A	A	X	X	
6.d.	유압 계통	A	A	X	X	
6.e.	환경 및 여압 계통	A	A	X	X	
6.f.	화재 감지 및 소화 계통	A	A	X	X	
6.g.	항법 및 항공전자 계통	A	A	X	X	
6.h.	자동비행조종 계통, 전자 비행계기 계통 및 관련된 하위 계통	A	A	X	X	
6.i.	비행조종 계통	A	A	X	X	
6.j.	제/방빙 계통	A	A	X	X	
6.k.	항공기 및 개인 비상장비	A	A	X	X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 점검항목						
QPS Requirements						정보
번호	주관적 요건 FTD 등급 지정을 위하여 해당 인증 등급에 관련된 최소 요목을 수행할 수 있어야 한다.	FTD 등급				참고사항
		4	5	6	7	
7. 비상 절차						
7.a.	비상 강하(최대 속도)		A	X	X	
7.b.	비행 중 화재 및 연기 제거		A	X	X	
7.c.	급격한 감압		A	X	X	
7.d.	비상 탈출	A	A	X	X	
8. 비행 후 절차						
8.a.	착륙 후 절차	A	A	X	X	
8.b.	주기 및 보안	A	A	X	X	

주1. 표에서 “A” 표시는 시스템, 항목 또는 절차가 반드시 재현될 필요는 없으나, 적절한 구현 및 작동 여부를 점검받을 수 있음을 뜻한다.

주2. FTD에 장착되지 않았거나 기능하지 않고 SOQ 형상 목록에 나타나지 않는 항목은 SOQ의 예외 목록에 나열될 필요는 없다.

주3. 표에서 “T” 표시는 해당항목이 초기훈련 또는 정기 훈련에만 적합할 수 있음을 뜻한다. 이들 항목은 국토교통부가 인가한 기량심사(비행훈련프로그램)에는 적합하지 않을 수 있다.

[표 5-3] 비행기 비행훈련장치 교관석 제어항목

QPS Requirements					정보
번호	주관적 요건 FTD 등급 지정을 위하여 해당 인증 등급에 관련된 최소 요목을 수행할 수 있어야 한다.	FTD 등급			참고사항
		4	5	6	
1.	교관석(IOS) 요건				
1.a.	전원스위치	X	X	X	
1.b.	비행기 상태	A	X	X	예; GW, CG, Fuel loading, Systems, Ground, Crew
1.c.	공항 / 활주로	X	X	X	예; Selection and Presets; Surface and Lighting controls if equipped with a visual system
1.d.	환경 제어	X	X	X	예; 온도, 바람
1.e.	비행기 시스템 오작동 (Insertion / Deletion)	A	X	X	
1.f.	Locks, Freezes, and Repositioning	X	X	X	
1.g.	음향제어(On / Off / Adjustment)	X	X	X	
1.h.	모션/하중 제어시스템 (On / Off / Emergency stop)	A	A	A	
2.	참관자 좌석/운영석				
2.a.	Position / Adjustment / Positive restraint system	X	X	X	

주1. 표에서 “A" 표시는 시스템, 항목 또는 절차가 반드시 재현될 필요는 없으나, 적절한 구현 및 작동 여부를 점검받을 수 있음을 뜻한다.

[별표 6]

비행기 - 비행훈련장치 인증성능기준(정량적 기준)
(Airplane - Flight Training Device QPS - Objective Tests)

1. 개 요

가. [표 6-1]의 검사 요령 및 허용치는 모의비행장치와 유사하나, 비행훈련장치에서 요구되는 점검이 반드시 모의비행장치에도 적용되는 것은 아니며, 모의비행장치에서 요구되는 점검이 비행훈련장치에 필요한 것도 아니다.

나. 객관적인 데이터상에 바람과 관련된 사항이 있는 경우, 바람 벡터가 제시된 해당 데이터에 기존의 용어로 명확히 기재되어야 하며, 이는 해당 시험에 사용되는 활주로와 연계되어야 한다.

다. 4등급 비행훈련장치는 객관적 점검이 요구되지 않는다.

2. 시험요건

가. 인증에 필요한 지상 및 비행점검은 [표 6-1]에 기술되어 있다. 국토교통부에 의해 특별 승인된 대체적합 시험을 제외하고, 각각의 비행훈련장치 시험에 대한 결과는 컴퓨터 기반으로 생성하여 제공되어야 한다. 비행조건 또는 운용조건으로 요구된 항목들이 시뮬레이션된 비행기 또는 취득하려는 등급에 맞지 않을 경우에는 무시될 수 있다. (예 ; 단발엔진 비행기에 대한 1개 엔진 불능으로 실패접근, 역추력 능력이 없는 비행기에 역추력을 이용한 기동 등) 해당 결과는 검사관에 의해 인정되는 적절한 기록 장치로 생성되어야 하며, 비행훈련장치 번호, 날짜, 시간, 조건, 허용오차 및 유효성 검사 데이터와 비교 표시된 적절한 종속변수가 포함되어야 한다. 시간이력은 [표 6-1]에 다르게 명시되지 않았으면 요구된다. 모든 결과는 허용오차 및 주어진 단위를 사용, 분류하여 표시해야 한다.

나. [표 6-1]에는 매개변수, 허용오차, 비행훈련장치 유효성 검사에 필요한 비행조건 등이 포함된, 시험결과 요건이 기술되어 있다. 시험 목록에는 허용오차가 제시되어 있는데, 이는 수학적 모델링, 수집 및 기준 데이터 개발 측면에서 종종 부정확성이 발생하기 때문이다. [표 6-1]에 명시된 모든 허용오차는 비행훈련장치 성능에 적용된다. 따로 명시하지 않는 한, 어떤 매개변수에 2개의 허용오차가 주어질 경우, 제한이 덜한 것으로 사용해도 된다. 허용오차가 백분율(%)로만 표시된 경우, 해당 허용오차 백분율은 정상 운용범위 내에서 중립 또는 제로 위치에서 측정된 해당 매개변수의 최대값에 적용된다.

다. [별표 6]에 포함된 일부 시험은 SOC를 통해 보충 설명되어야 하며, [표 6-1]에 명시되어 있다.

라. 비행훈련장치의 유효성 검증에 적용된 비행점검 데이터를 평가하는 데 운영적이거나 기술적인 판단을 해야 하는 경우 단일한 매개변수에 제한하여 그러한 판단을 해서는 안 된다. 예를 들어, 측정된 매개변수의 급속한 변화를 보이는 데이터에 대해서는 보간법이나 최적데이터 선정이 요구된다. 주어진 기동이나 비행조건과 관련된 모든 매개변수는 전반적인 해석이 허용되도록 제시되어야 한다. 시간이력을 통해 비행훈련장치와 비행기 데이터를 연결하는 것이 어렵거나 불가능할 경우 해당 편차는 평가조건에 부합하는 기타 관련 변수를 비교 및 제시하여 설명되어야 한다.

마. 해당 비행훈련장치의 수학적 모델이 유효성을 시험하는 시점에만 정확하도록 프로그램된 것은 허용되지 않는다. 다르게 명시되어 있지 않다면, 정상운항 상황(운항중량 및 무게중심)에서 비행훈련장치를 점검하는 것은 항공기 인증시험과 동시에 하도록 지정된 곳에서 허용될 수 있다. 조작특성 점검은 증강장치(Augmentation Device)에 대한 유효성 검증도 포함되어야 한다.

바. 열거된 매개변수를 비행기와 비교할 때, 정확한 비행조건과 비행기 형상의 변화를 검증할 수 있도록 충분한 데이터가 제공되어야 한다. 예를 들어, 제어력이 정적안정도 시험의 매개변수 내에 있는지를 확인하기 위해, 정확한 대기속도, 동력, 추력 또는 토크, 비행기 외장, 고도를 제시한 데이터, 그리고 기타 적절한 데이터들의 ID(식별) 매개변수들도 제공되어야 한다. 단기간의 역학을 비교할 경우, 비행기와 일치하도록 정상가속도를 사용할 수 있지만, 공기 속도, 고도, 제어 입력, 비행기 구성 및 기타 적절한 데이터도 제공되어야 한다. 착륙장치의 변화 역학을 비교하는 것이라면, 해당 비행기와 일치시키는 데 피치, 대기속도 및 고도가 제시되어야 하며, 착륙장치의 위치도 포함되어야 한다. 모든 대기속도는 적합하게 주석이 붙어야 하며(예 ; 표시된 것 vs 계산된 것) 아울러, 비교에 사용되는 단위는 동일(예 ; inch와 cm가 아니라 inch는 inch로 비교)해야 한다.

사. 운영자가 제공한 QTG에는 해당 비행훈련장치 구성 방법과 이행된 각 점검에 대해 명확하게 기술되어 있어야 한다. 비행훈련장치의 각 서브시스템은 별도로 점검받을 수 있지만, 해당 비행훈련장치에 대한 전반적인 통합시험을 통해 모의비행장치 전체 시스템이 명시된 표준을 충족한다는 것이 우선 검증되어야 한다. 각각의 점검을 완수하기

위한 명시적이고 세부적인 단계가 담긴 점검 매뉴얼 절차가 제공되어야 한다.

아. 사전 인증된 비행훈련장치의 경우, 해당 운영자가 MQTG 개정안을 제출하여 승인을 받게 되면, [별표 6]에 나온 점검과 허용오차에 따라 점검 및 평가를 통해 유효기간 연장검사를 받는다.

자. 컴퓨터 제어방식 비행훈련장치(Computer Controlled Aircraft, 이하 'CCA') 또는 기타 고도로 증강된 비행훈련장치(Highly Augmented Airplane Simulators)의 경우에는, [별표 6]에 제시된 대로 정상(N) 또는 비정상(NN) 제어상태에 대한 시험비행 데이터가 요구된다. 시험결과가 제어상태와 별개인 경우에는, 정상 또는 비정상 제어 데이터가 사용될 수 있다. [표 6-1]에 있는 모든 점검은 CCA 지정 다음의 점검 세부 항목란에 특별히 명시되지 않는 한 정상 제어상태에서의 시험결과가 요구된다. 검사관은 비행기 시뮬레이션 데이터로 어떤 점검이 적절한 것인지를 결정하며, 특정 비행기 시험으로 기타 수준의 제어상태 저하를 요구할 수도 있다. 비정상 상태가 요구되는 경우 시험 데이터는 하나 또는 그 이상의 비정상 제어상태로 제공되어야 하며, 최소 증강 상태가 포함되어야 한다. 적용될 경우, 비행시험 데이터에는 다음 사항에 대한 정상 및 비정상 상태가 기록되어야 한다.

(1) 조종사 조종장치 편차 또는 입력 지점이 포함된 전자적으로 생성된 입력
(2) 비행조종표면 위치

차. 조작특성 점검에는 증강장치에 대한 유효성 검사가 포함된다. 고도로 증강된 비행기에 대한 비행훈련장치는 증강되지 않은 외장(또는 조작특성에 대한 최대허용결함 상태) 및 증강된 외장의 양쪽 측면에서 유효성 검사가 이루어진다. 다양한 수준의 조작특성 결과가 결함 상태에서 비롯된 경우에는, 결함 효과에 대한 유효성 검사가 필수적이다. 이러한 경우, 운영자와 검사관은 항목별로 시험요건에 대해 상호 협의할 수 있다.

카. 비행훈련장치 조종석에 비행기 하드웨어를 이용하는 비행기의 경우, 일부 시험들은 불필요(예; 측면 조종간 제어기)하며, 이러한 예외사항은 [표 6-1] 조작특성에 명시되어 있다. 그러나 운영자는 해당 비행기 하드웨어가 제작사의 적절한 규정사항을 충족한다는 것을 지정서로 제공해야 하며, 또한 검사관이 검토할 수 있도록 해당사항을 보충하는 정보를 갖추어야 한다.

타. 객관적인 시험 결과로 '스냅샷 시험(Snapshot Test)' 또는 시간이력 결과 대신에 일련의 '스냅샷 시험(Snapshot Test)'이 승인된 경우에, 운영자 또는 기타 데이터 제공자

는 ‘스냅샷’ 사례들이 항상성이 보증된 조건에서 이행된 것임을 제시해야 한다. 스냅샷 캡쳐 순간에 앞서 4초부터 이어지는 1초까지 동일한 상태가 유지되어야 한다.

파. 모의비행훈련장치 지정기준 및 검사요령 개정 전 납품 및 개발된 모의비행훈련장치의 경우 추가된 객관적 시험 항목에 대한 비행시험 데이터 획득이 어려울 시, 검사관과 협의하여 검증 항목 제외 또는 대체 검증 방안을 협의하여 결정할 수 있다.

[표 6-1] 비행기 비행훈련장치 검사요령 및 허용치

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
1. 성능								
1.a.	지상 활주							
1.a.1.	최소 선회 반경	비행기 선회 반경의 ±0.9m(3ft) or ±20%	지상	메인 및 앞바퀴 랜딩기어의 위치 및 주요 엔진 파라미터를 표시하여야 한다. 최소 선회 반경을 달성하기 위하여 비대칭 추력이나 제동을 요구하는 비행기를 제외하고 일정한 선회를 유지하는데 필요한 제동이 없고 최소 추력에 대한 데이터			X	
1.a.2.	선회율 vs 앞바퀴 조향각(NWA)	선회율의 ±10% or ±2°/s	지상	최소 2개의 속도, 일반적인 활주 속도에서 최소 선회반경 속도보다 큰 속도에서와 최소 5kt로 빨라지는 속도에 대하여 기록하여야 한다.			X	
1.b.	이륙			주 : 7등급 FTD의 경우, 모든 비행기 제작사가 일반적으로 사용하는 인증 이륙 플랩 설정은 최소 V_{mu}(minimum unstick speed; 1.b.3), 정상 이륙(1.b.4), 이륙중 임계엔진 고장(1.b.5) 또는 측풍이륙(1.b.6) 중에서 한번은 입증되어야 한다.				
1.b.1.	지상 가속 시간 및 거리	시간: ±1.5s or ±5% 거리: ±61m(200ft) or ±5% 6등급 FTD의 경우 시간: ±1.5s or ±5%	이륙	가속 시간 및 거리는 브레이크를 해제한 시점부터 V_r까지의 전체 시간의 최소 80%에 대하여 기록되어야 한다. 예비 항공기 인증데이터가 사용될 수 있다.		X	X	정상이륙(1.b.4.) 또는 이륙 중단(1.b.7.)이 결합될 수 있다. 표시된 데이터는 기동의 각 부분에 대하여 적절한

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
								축적으로 표시되어야 한다. 6등급 FTD의 경우, 이 시험은 RTO 훈련 인정이 요구되는 경우에만 필요하다.
1.b.2.	해당 감항요건에 따른 공기역학적 제어만을 위해 사용하는 지상에서의 최소 조종속도(V_{mcg}) 또는 지상에서의 조종 특성을 입증하기 위한 대체 엔진 부작동 시험	최대 비행기 횡방향 편차의 25%에 도달 가역 비행조종 시스템이 있는 비행기의 경우: ±1.5m(5ft). 러더 페달힘: ±10% or ±2.2daN(5lbf)	이륙	엔진 고장 속도는 비행기 엔진 고장 속도의 ±1kt 이내 이어야 한다. 엔진 추력 감쇠는 시험 대상 FTD에 적용할 수 있는 엔진에 대한 수학적 모델로부터 산출되어야 한다. 모델링된 엔진이 비행기 제작사의 비행 시험 엔진과 동일하지 않은 경우, 추가 시험은 비행시험 데이터로부터의 추력을 구동 파라미터를 사용하여 동일한 초기 조건으로 할 수 있다.			X	V_{mcg} 시험을 할 수 없다면 인정할 수 있는 대체방안은 V_1 및 V_1−10kt 사이의 속도에서 공회전까지 비행시험, 갑작스러운 엔진 감속 후 공기역학적 조종만을 사용함으로써 기수를 조종하고 지상의 메인 랜딩기어를 회수는 것이다. 공기역학적 조종만을 확인하기 위하여 앞바퀴 조향은 사용할 수 없거나 지상에서 살짝 띄워야 한다.
1.b.3.	조기 회전 이륙 특성을 입증하기 위한 최소이륙속도 (V_{mu}) 또는	대기속도: ±3kt 피치각: ±1.5°	이륙	회전을 시작하기 전 10knots에서부터 메인 랜딩기어가 뜬 후 최소 5초까지의 시간 이력 데이터를 기록하여야 한다.			X	V_{mu}는 마지막 메인 랜딩기어가 지상을 떠나는 최소 속도로 정의된다.

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
	이와 동등한 속도							메인 랜딩기어 스트럿 압축 또는 이와 동등한 공중/지상 신호가 기록되어야 한다. V_{mu} 시험을 할 수 없다면, 대체 인정 비행시험은 메인 랜딩기어 올림 또는 조기 회전 이륙을 통해 일정한 고고도 이륙 주행이다. 이들 대체 방안 중에 선택을 하는 경우, 후방 동체 접촉/테일 스트라이크 보호 기능이 있는 비행기의 경우 활성화되어야 한다.
1.b.4.	정상 이륙	대기속도: ±3kt 피치각: ±1.5° 받음각: ±1.5° 고도: ±6m(20ft) 가역 비행조종장치가 있는 비행기의 경우: 조종간 힘의 ±2.2daN(5lbf) or ±10%	이륙	중간 무게중심 위치에서 최대인증이륙중량에 가깝게 그리고 후방 무게중심 위치에서 가벼운 이륙중량에 대한 데이터가 요구된다. 비행기가 하나 이상의 인증 이륙 형상이 있는 경우, 각각의 중량에 대하여 다른 형상이 사용되어야 한다. 브레이크 해제 시부터 최소 AGL61m(200ft)까지 이륙 프로파일을 기록하여야 한다.			X	시험은 지상 가속 시간 및 거리(1.b.1)에 대하여 사용될 수 있다. 표시된 데이터는 기동의 각 부분에 대하여 적절한 축척을 사용하여 표시되어야 한다.
1.b.5.	이륙 중	대기속도: ±3kt	이륙	최소 AGL 61m(200ft)에서 이륙 프로파			X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
	임계엔진 고장	피치각: ±1.5° 받음각: ±1.5° 높이: ±6m(20ft) 롤각: ±2° 사이드슬립각: ±2° 기수각: ±3° 가역 비행조종 시스템이 있는 비행기의 경우: 조종간 힘의 ±2.2daN(5lbf) or ±10% 휠 힘의 ±1.3daN(3lbf) or ±10% 러더 페달힘의 ±2.2daN(5lbf) or ±10%		일을 기록하여야 한다. 엔진 고장 속도는 비행기 데이터의 ±3kt 이내이어야 한다. 최대이륙중량에 가깝게 시험하여야 한다.				
1.b.6.	측풍 이륙	대기속도: ±3kt 피치각: ±1.5° 받음각: ±1.5° 높이: ±6m(20ft) 롤각: ±2° 사이드슬립각: ±2° 기수각: ±3° 40kt 미만의 대지속도에서 러더/페달 및 기수각에 대한 추세를 수	이륙	브레이크 해제시부터 최소 AGL 61m(200ft)까지 이륙 프로파일을 기록하여야 한다. 이 시험은 활주로 상공 10m(33ft)에서 측정된 비행기 성능 데이터 값의 최소 60%의 측풍 구성요소에 대한 바람 프로파일을 포함하는 시험 데이터를 요구하며, 바람의 구성요소는 활주로에 대한 맞바람과 측풍값으로 제공되어야 한다.			X	최대 측풍 또는 최대 입증 측풍을 알 수 없는 경우 검사관에게 보고하여야 한다.

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
		정하여야 한다. 가역 비행조종 시스템이 있는 비행기의 경우: 조종간 힘의 ±2.2daN(5lbf) or ±10% 휠 힘의 ±1.3daN(3lbf) or ±10% 러더 페달힘의 ±2.2daN(5lbf) or ±10%						
1.b.7.a.	이륙 중단	시간의 ±5% or ±1.5s 거리의 ±7.5% or ±76m(250ft) 6등급 FTD의 경우: 시간의 ±5% or ±1.5s	이륙	최대이륙중량에 가까운 질량에서 기록하여야 한다. 중단 속도는 최소 V_1의 80%이어야 한다. (최대 브레이크 작용, 자동 또는 수동) 최대 제동 입증을 할 수 없는 경우, 인정할 수 있는 대체방안은 가능한 경우 약 80%의 제동력 및 최대 역추력을 사용하여 시험한다. 시간과 거리는 브레이크 해제시부터 완전히 정지할 때까지 기록되어야 한다.			X	자동브레이크는 해당되는 경우에 사용한다.
1.b.7.b.	이륙 중단	시간의 ±5% or ±1.5s	이륙	이륙 중단 시작에서부터 완전히 정지할 때까지 부분의 최소 80%에 대한 시간을 기록하여야 한다.		X		6등급 FTD의 경우, 이 시험은 RTO 훈련 인정을 요구하는 경우에만 필요하다.

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
1.b.8.	이륙 후 동적 엔진 고장	±2°/s or 동체 각속도의 ±20%	이륙	엔진 고장 속도는 비행기 데이터의 ±3kt 이내 이어야 한다. 엔진 고장은 공회전까지 갑작스러운 감독일 수 있다. 엔진 고장 전 5초에서부터 +5초까지 또는 롤각 30°까지 중 먼저 발생하는 때까지 핸드오프를 기록하여야 한다. CCA : 정상 및 비정상 조종상태에서 시험하여야 한다.			X	안전을 고려하여, 비행기 비행시험은 안전한 고도에서 지면 효과없이 정확한 비행기 형상과 대기속도에서 수행될 수 있다.
1.c.	상승							
1.c.1.	모든 엔진이 작동하는 정상 상승	대기속도: ±3kt 상승율: ±0.5m/s(100ft/min) or ±5%	결점없는 상태 (Clean)	비행 시험 데이터가 선호되나, 비행기 성능 교범 데이터를 대안으로 할 수 있다. 정상 상승 속도 및 중간 초기 상승 고도에서 기록하여야 한다. FTD 성능은 최소 300m(1,000ft) 간격으로 기록되어야 한다.	X	X	X	
1.c.2.	한 엔진 부작동 2단계 상승 구간	대기속도: ±3kt ±0.5m/s (100ft/min) 또는 비행기 성능 데이터 요건 이상의 상승율의 ±5%	2단계 상승	비행시험 데이터가 선호되나, 비행기 성능 교범 데이터를 대안으로 할 수 있다. 정상 상승 속도에서 기록하여야 한다. FTD 성능은 최소 300m(1,000ft)의 간격으로 기록되어야 한다. WAT(중량, 고도 또는 온도) 한계 조건에서 시험하여야 한다.			X	
1.c.3.	한 엔진 부작동 상태에서 항공로상 상승	±10% 시간, ±10% 거리, ±10% 연료 사용	결점없는 상태 (Clean)	비행시험 데이터 또는 비행기 성능 교범 데이터가 사용될 수 있다. 최소 1,550m(5,000ft) 고도에서 시험하여야 한다.			X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
1.c.4.	이 비행 단계에 대한 비행기 성능 데이터가 제공되는 경우 결빙 인증을 받은 비행기에 대하여 한 엔진 부작동 상태에서 접근 상승	대기속도: ±3kt ±0.5m/s(100ft/min) 또는 비행기 성능 데이터 이상인 상승율의 ±5%	접근	비행시험 데이터 또는 비행기 성능교범 데이터가 사용될 수 있다. FTD 성능은 최소 300m(1,000ft)의 간격으로 기록되어야 한다. 결빙조건에서 접근 시 적용할 수 있는 최대 인증 착륙 중량에 가깝게 시험하여야 한다.			X	비행기는 모든 방빙 및 제빙 시스템이 정상적으로 작동하는 형상이어야 하며, 기어를 올리고 복행할 때의 플랩이어야 한다. 결빙 조건에서의 접근에 대하여 비행기 성능 데이터에 따라 모든 결빙 인증 고려사항이 적용되어야 한다.
1.d.	순항 / 강하							
1.d.1.	수평비행 가속	시간: ±5%	순항	정격 최대연속추력 또는 이와 동등한 추력을 사용하여 대기속도를 최소 50kt 만큼 증가시키는데 필요한 시간을 측정한다. 운항 속도범위가 작은 비행기의 경우 속도 변화는 운항 속도 변화의 80%까지 감소될 수 있다.			X	
1.d.2.	수평비행 감속	시간: ±5%	순항	아이들(Idle) 동력을 사용하여 대기속도를 최소 50kt만큼 감소시키는데 필요한 시간을 측정한다. 운항 속도범위가 작은 비행기의 경우 속도 변화는 운항 속도 변화의 80%까지 감소될 수 있다.			X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
1.d.3.	순항 성능	토크: ±.05EPR or ±3% N1 or ±5% 연료유량: ±5%	순항	시험은 순간적인 연료유량을 보여주는 단일 스냅샷 또는 안정된 비행중 최소 3분의 기간동안 최소 2개의 연속적인 스냅샷이 될 수 있다.			X	
1.d.4.	아이들(Idle) 강하	대기속도: ±3kt 강하율: ±1.0m/s (200ft/min) or ±5%	결점 없는 상태 (Clean)	중간 고도에서 정상 강하 속도로 아이들 동력으로 안정된 강하. FTD 성능은 최소 300m(1,000ft) 간격으로 기록되어야 한다.			X	
1.d.5.	비상 강하	대기속도: ±5kt 강하율: ±1.5m/s(300 ft/min) or ±5%	비행기 성능 데이터에 따른다.	FTD 성능은 최소 900m(3,000ft) 간격으로 기록되어야 한다.			X	중간 고도 및 V_{mo} 근처 또는 비상강하 절차에 따라 해당되는 경우 스피드 브레이크를 펼친 상태로 수행되는 안정된 강하
1.e.	정지							
1.e.1.	수동 휠 브레이크, 마른 활주로, 역추력 미사용 시 감속시간 및 거리	시간: ±1.5s or ±5% 거리 1,220m (4,000ft) 까지: ±61m(200ft) 또는 거리의 ±10% 중 짧은 거리 거리가 1,220m (4,000ft) 초과 시: 거리의 ±5%	착륙	시간과 거리는 접시 시부터 완전히 정지할 때까지 전체 시간의 최소 80%에 대하여 기록되어야 한다. (해당되는 경우) 지상 스포일러의 위치와 브레이크 시스템 압력이 표시되어야 한다. 중간 및 최대 인증 착륙중량에 가까운 중량에 대한 데이터가 요구된다.			X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
				엔지니어링 데이터는 중간 중량 조건에 대하여 사용될 수 있다.				
1.e.2.	역추력 사용, 휠 브레이크 미사용, 마른 활주로에서의 감속 시간 및 거리	시간: ±1.5s or ±5% ±61m(200ft) 또는 거리의 ±10% 중 더 짧은 거리	착륙	시간과 거리는 역추력 작동에서부터 최대 역추력 작동을 위한 최소 운항 속도까지의 전체 시간의 최소 80%에 대하여 기록되어야 한다. (해당되는 경우) 지상 스포일러의 위치가 표시되어야 한다. 중간 및 최대 인증 착륙중량에 가까운 중량에 대한 데이터가 요구된다. 엔지니어링 데이터는 중간 중량 조건에 대하여 사용될 수 있다.			X	
1.e.3.	휠 브레이크 사용, 젖은 활주로에서의 정지 거리	±61m(200ft) or 거리의 ±10%	착륙	가능한 경우, 비행시험 또는 제작사의 성능 교범 데이터 중의 하나가 사용되어야 한다. 마른 활주로에서의 비행시험 정지 거리 및 오염된 활주로에서의 제동 계수의 효과에 기반한 엔지니어링 데이터를 대안으로 할 수 있다.			X	
1.e.4.	휠 브레이크, 얼음이 덮힌 활주로에서의 정지 거리	±61m(200ft) or 거리의 ±10%	착륙	가능한 경우, 비행시험 또는 제작사의 성능 교범 데이터 중의 하나가 사용되어야 한다. 마른 활주로에서의 비행시험 정지 거리 및 오염된 활주로에서 제동 계수의			X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
				효과에 기반한 엔지니어링 데이터를 대안으로 할 수 있다.				
1.f.	엔진							
1.f.1.	가속	7등급 FTD: ±10%Ti or ±0.25s and ±10%Tt or ±0.25s 6등급 FTD: ±10%Tt or ±0.25s 5등급 FTD: ±1 s	접근 또는 착륙	전체 응답은 아이들 동력에서 복행 동력까지 임계 엔진 파라미터의 증분 변화이다.	X	X	X	
1.f.2.	감속	7등급 FTD: ±10%Ti or ±0.25s; and ±10%Tt or ±0.25s 6등급 FTD: ±10%Tt or ±0.25s 5등급 FTD: ±1 s	지상	전체 응답은 최대이륙 동력에서 아이들 동력까지 임계 엔진 파라미터의 증분 변화이다.	X	X	X	
2. 조종 품질								
2.a.	정적 조종 시험							
	주 1- 위치 대 힘 시험은 FTD의 비행기 하드웨어의 사용에 의해서만 힘이 발생되는 경우에는 적용하지 않는다.							

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
	주 2- 피치, 롤 및 요 조종장치 위치 대 힘 또는 시간은 조종간에서 측정되어야 한다. 비행 조종장치의 외부 시험 고정장치 대신에 FTD에 기록 및 측정 기기를 내장하는 것이 대체 방법이다. 이 계기로부터의 힘과 위치 데이터는 직접적으로 기록되고 비행기 데이터와 일치될 수 있어야 한다. 정적 제어 점검 또는 이와 동등한 방법을 수행하는 동안 외부 측정장비를 사용하여 계측기를 검증하고, 만족스러운 비교의 근거가 MQTG에 포함되어 있는 경우, 모든 요구되는 조종 점검 측정(최초 및 갱신 평가 모두)에 계측기가 사용될 수 있다. 외부 측정 장비를 사용한 계측기의 검증은 조종 부하 시스템에 대수리 및/또는 개조가 이뤄진 경우에 반복되어야 한다. 이러한 영구적인 장착은 외부 장비 장착으로 인한 시간 소요없이 사용될 수 있다. 정적 및 동적 비행조종시험은 해당되는 경우 검증 데이터와 동일한 조종감과 충격압에서 수행되어야 한다. 주 3- (7등급 FTD만 해당) 두 번째 조종사 조종장치 세트에서의 FTD 정적 조종 시험은 두 조종장치 세트가 FTD에서 기계적으로 상호 연결되지 않은 경우에만 요구된다. 단일 데이터 세트가 양 쪽에 적용되는 경우 데이터 제공자로부터의 근거가 필요하며, 조종장치가 FTD에서 기계적으로 상호 연결된 경우, 단일 세트의 시험으로 충분하다.							
2.a.1.a.	피치 컨트롤러 위치 vs 힘 그리고 표면 위치 조정	±0.9daN(2lbf) breakout 힘: ±2.2daN(5lbf) or ±10% 승강타각: ±2°	지상	조종장치가 멈출 때까지 연속된 이동에 대한 결과를 기록하여야 한다.		X	X	시험 결과는 종방향 정적 안정성, 실속 등과 같이 비행 데이터 내에서 검증되어야 한다.
2.a.1.b.	피치 컨트롤러 위치 vs 힘	±0.9daN(2lbf) breakout 힘: ±2.2daN(5lbf) or ±10%	운영자의 결정에 따른다.	조종장치가 멈출 때까지 연속된 이동에 대한 최초 인증평가 동안의 결과를 기록하여야 한다. 기록된 허용오차는 지속적인 인증 평가 시 계속적으로 비교 및 적용한다.	X			지속적인 인증 평가에만 적용가능하다. 5등급에 대한 조종감 설계는 계기 접근시 수동으로 비행할 수 있도록 하며, 비행시험 또는 기타 그러한 자료와 결과를 비교하지 않도록 하기 위함이다.

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
2.a.2.a.	롤 컨트롤러 위치 vs 힘 및 표면 위치 조정	±0.9daN(2lbf) breakout 힘: ±1.3daN(3lbf) or ±10% 에일러론 각: ±2° 스포일러 각: ±3°	지상	조종장치가 멈출때까지 연속된 이동에 대한 결과를 기록하여야 한다.		X	X	시험결과는 엔진 트림 고장, 정상상태 사이드슬립 등과 같이 시험비행 데이터 내에서 검증되어야 한다.
2.a.2.b.	롤 컨트롤러 위치 vs 힘	±0.9daN(2lbf) breakout 힘: ±1.3daN(3lbf) or ±10%	운영자의 결정에 따른다.	조종장치가 멈출때까지 연속된 이동에 대한 최초 인증평가 동안의 결과를 기록하여야 한다. 기록된 허용오차는 지속적인 인증 평가 시 계속적인 비교에 적용한다.	X			지속적인 인증 평가에만 적용가능하다. 5등급에 대한 조종감 설계는 계기 접근시 수동으로 비행할 수 있도록 하며, 비행시험 또는 기타 그러한 자료와 결과를 비교하지 않도록 하기 위함이다.
2.a.3.a.	러더 페달 위치 vs 힘 및 표면 위치 조정	±2.2daN(5lbf) breakout 힘: ±2.2daN(5lbf) or ±10% 러더각: ±2°	지상	조종장치가 멈출때까지 연속된 이동에 대한 결과를 기록하여야 한다.		X	X	시험결과는 엔진 트림 고장, 정상상태 사이드슬립 등과 같이 시험비행 데이터내에서 검증되어야 한다.
2.a.3.b.	러더 페달 위치 vs 힘	±2.2daN(5lbf) breakout	운영자의 결정에	조종장치가 멈출때까지 연속된 이동에 대한 최초 인증평가 동안의 결과를	X			지속적인 인증 평가에만

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
		힘: ±2.2daN(5lbf) or ±10%	따른다.	기록하여야 한다. 기록된 허용오차는 지속적인 인증 평가 시 계속적인 비교에 적용한다.				적용가능하다. 5등급에 대한 조종감 설계는 계기 접근시 수동으로 비행할 수 있도록 하며, 비행시험 또는 기타 그러한 자료와 결과를 비교하지 않도록 하기 위함이다.
2.a.4.a.	노즈휠 조향 컨트롤러 힘 및 위치 조정	±0.9daN(2lbf) breakout 힘: ±1.3daN(3lbf) or ±10% ±2° NWA	지상	조종장치가 멈출 때까지 연속된 이동에 대한 결과를 기록하여야 한다.			X	
2.a.4.b.	노즈휠 조향 컨트롤러 힘	±0.9daN(2lbf) breakout 힘: ±1.3daN(3lbf) or ±10%	지상	조종장치가 멈출 때까지 연속된 이동에 대한 결과를 기록하여야 한다.		X		
2.a.5.	러더 페달 조향 조정	±2° NWA	지상	조종장치가 멈출 때까지 연속된 이동에 대한 결과를 기록하여야 한다.		X	X	
2.a.6.	피치 트림 지시계 vs 표면위치 조정	트림 각: ±0.5°	지상			X	X	시험의 목적은 FSTD 비행조종 모델 계산 값과 FSTD 표면 위치 지시계를 비교하기 위함이다.

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
2.a.7.	피치 트림 속도	트림 속도: ±10% (°/s) or ±0.1°/s	지상 및 접근	복행 비행조건에서 비행중 조종사 1차 유도 트림속도(지상) 및 자동조종 또는 조종사 1차 트림속도에서 점검되는 트림 속도를 시험한다. CCA의 경우, 대표적인 비행시험 조건이 사용되어야 한다.			X	
2.a.8.	조종실 스로틀 레버의 정렬 vs 선택된 엔진 파라미터	엔진 파라미터에 맞출 경우: ±5° of TLA 스로틀 레버 디텐트에 맞출 경우: ±3% N1 or ±.03EPR or ±3% torque, or 최대 정격 매니폴드 압력 또는 이와 동등한 압력의 ±3% 레버의 각 이동이 없는 경우: 허용오차는 ±2cm(±0.8in) 적용	지상	모든 엔진에 대해 동시에 기록하며, 비행기 데이터에 대한 허용오차를 적용한다. 스로틀 디텐트(멈춤쇠)가 있는 비행기의 경우, 모든 디텐트 및 디텐트와 끝단 사이에 최소한 하나의 위치가 제시되어야 한다. 디텐트가 없는 비행기의 경우, 끝단 및 최소 3개의 다른 위치가 제시되어야 한다.		X	X	정확한 엔진 컨트롤러(하드웨어 및 소프트웨어 모두)가 사용되는 경우, 시험비행기 또는 엔지니어링 벤치에 의한 데이터를 수용할 수 있다. 프로펠러 구동 비행기의 경우, 추가 레버가 있는 경우, 일반적으로 프로펠러 레버라고 하는 것이 제시되고, 이 또한 점검되어야 한다. 이 시험은 일련의 스냅샷 시험일 수 있다.
2.a.9.a.	브레이크 페달 위치 vs 힘 및	힘: ±2.2daN(5lbf) or ±10%	지상	지상 정적 시험에서 유압 시스템 압력을 페달 위치와 관련시킨다.			X	FTD 컴퓨터 출력 결과는 적합성을

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
	브레이크 시스템 압력 조정	브레이크 시스템 압력: ±1.0MPa(150psi) or ±10%		좌/우측 페달 모두 점검되어야 한다.				입증하는데 사용될 수 있다.
2.a.9.b.	브레이크 페달 위치 vs 힘	힘: ±2.2daN(5lbf) or ±10%	지상	0 및 최대 변위, 2개의 데이터 지점이 요구된다 컴퓨터 출력 결과는 적합성을 입증하는데 사용될 수 있다.		X		FTD 컴퓨터 출력 결과는 적합성을 입증하는데 사용될 수 있다. RTO 인정이 요구되지 않는 경우 시험은 요구되지 않는다.
2.b.	**동적 제어 시험**							
	주- 시험 2.b.1, 2.b.2 and 2.b.3는 조종력이 FTD에 설치된 비행 조종장치 유닛 내에서 완전하게 생성되는 경우에는 적용할 수 없다. 동력 설정은 다르게 명시되지 않는 한 수평비행에 대하여 요구된다.							
2.b.1.	피치(Pitch) 제어	**비감쇠 시스템의 경우:** $T(P_0)$±10% of P_0 or ±0.05s $T(P_1)$ ±20% of P_1 or ±0.05s $T(P_2)$ ±30% of P_2 or ±0.05s $T(P_n)$ ±10*(n+1)% of P_n or ±0.05s $T(A_n)$ ±10% of A_{max}, A_{max}가 가장 큰	이륙, 순항 및 착륙	데이터는 양방향에서 정상 조종 변위(최대 이동거리의 약 25%에서 50% 또는 기동하중 비행선도에 의하여 제한된 비행조건에 대하여 최대 허용가능한 피치 컨트롤러 변위의 약 50%에서 50%)에 대한 것이어야 한다. 허용오차는 각 주기(독립적으로 고려되는)의 절대값에 대하여 적용한다.			X	n = 전체 진동의 연속되는 주기

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
		진폭이거나 총 조종간 이동의 ±0.5% (stop to stop) T(A_d) ±5% of A_d = 잔류 밴드 또는 최대 조종간 이동의 ±0.5% = 잔류 밴드 ±1 중대한 오버슈트(최소 1개의 중대한 오버슈트) 잔류 밴드내 안정적인 상태 위치 *주.1:* *허용오차는 마지막 중대한 오버슈트 후 주기 또는 진폭에 적용해서는 아니 된다.* *주.2:* *잔류 밴드내 진동은 중대한 것으로 간주되지 않으며, 허용오차를 적용하지 않는다.* **과감쇠 및 임계감쇠 시스템만** 다음의 허용오차를 적용한다 :						

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
		$T(P_0)$±10% of P_0 or ±0.05s						
2.b.2.	롤(Roll) 제어	2.b.1.와 동일하다.	이륙, 순항 및 착륙	데이터는 정상 조종 변위(최대 이동거리의 약 25%에서 50% 또는 기동하중 비행선도에 의하여 제한된 비행조건에 대하여 최대 허용가능한 피치 컨트롤러 변위의 약 50%에서 50%)에 대한 것이어야 한다.			X	
2.b.3.	요(Yaw) 제어	2.b.1.과 같다.	이륙, 순항 및 착륙	데이터는 정상 조종 변위(약 전체 이동의 25% ~ 50%)에 대한 것이어야 한다.			X	
2.b.4.	작은 조종 입력 – 피치	동체 피치 속도: ±0.15°/s or 시간 이력 전반에 걸쳐 최고 동체 피치 속도의 ±20%	접근 또는 착륙	조종 입력은 수립된 ILS 접근(피치 속도: 약 0.5 ~ 2°/s) 중에 이뤄지는 경미한 수정 정도이어야 한다. 양방향에서 시험하여야 한다. 5초 전에서부터 조종 입력 시작 후 최소 5초까지의 시간 이력 데이터를 제시하여야 한다. 단일 시험이 양방향을 입증하는데 사용된 경우, 제어 반전을 반대 방향으로 하기 전 최소 5초가 있어야 한다. CCA : 정상 및 비정상 조종 상태에서 시험하여야 한다.			X	
2.b.5.	작은 조종 입력 – 롤	동체 롤 속도: ±0.15°/s or 시간 이력 전반에 걸쳐 최고 동체 롤	접근 또는 착륙	조종 입력은 수립된 ILS 접근(롤 속도: 약 0.5 ~ 2°/s) 중에 이뤄지는 경미한 수정을 대표하는 것이어야 한다.			X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
		속도의 ±20%		한방향에서 시험하여야 한다. 비행기가 비대칭 움직임을 보이는 경우, 양방향에서 시험하여야 한다. 5초 전에서부터 조종 입력 시작 후 최소 5초까지의 시간 이력 데이터를 제시하여야 한다. 단일 시험이 양방향을 입증하는 데 사용된 경우, 제어 반전을 반대 방향으로 하기 전 최소 5초가 있어야 한다. CCA : 정상 및 비정상 조종 상태에서 시험하여야 한다.				
2.b.6.	작은 조종 입력 – 요	동체 요 속도: ±0.15°/s or 시간 이력 전반에 걸쳐 최고 동체 요 속도의 ±20%	접근 또는 착륙	조종 입력은 수립된 ILS 접근(요 속도: 약 0.5 ~ 2°/s) 중에 이뤄지는 경미한 수정을 대표하는 것이어야 한다. 양방향에서 시험하여야 한다. 5초 전에서부터 조종 입력 시작 후 최소 5초까지의 시간 이력 데이터를 제시하여야 한다. 단일 시험이 양방향을 입증하는데 사용된 경우, 제어 반전을 반대 방향으로 하기 전 최소 5초가 있어야 한다. CCA : 정상 및 비정상 조종 상태에서			X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
				시험하여야 한다.				
2.c.	세로방향 조종 시험							
	다르게 규정하지 않는 한, 수평비행 상태의 동력 설정에서 시험한다.							
2.c.1.a.	동력 변경 역학	대기속도: ±3kt 고도: ±30m(100ft) 피치각: ±1.5° or ±20%	접근	접근 또는 수평비행을 위한 추력에서 최대 연속 또는 복행 동력으로의 동력 변화를 시험한다. 시간 증분에 대해 통제되지 않는 자유 응답의 시간이력은 동력변경 시작 전 최소 5초에서 동력 변경 완료 후 15초와 동일하다. CCA : 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.			X	
2.c.1.b.	동력 변경 힘	피치 조종력: ±5 lb(2.2daN) or ±20%	접근	일련의 스냅샷 시험 결과일 수 있다. 시험 2.c.1.a에 규정된 동력변경 역학 시험이 인정될 수 있다. CCA : 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.	X	X		
2.c.2.a.	플랩/슬랫 변경 역학	대기속도: ±3kt 고도: ±30m(100ft) 피치각: ±1.5° or ±20%	초기 플랩 올림을 통한 이륙 및 착륙을 위한 접근	시간 증분에 대한 통제되지 않는 자유 응답의 시간이력은 재구성 변경 시작전 최소 5초에서 재구성 변경 완료 후 15초와 동일하다. CCA : 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.			X	
2.c.2.b.	플랩/슬랫 힘	피치 조종력: ±5lb(2.2daN) or,	초기 플랩 올림을 통한	일련의 스냅샷 시험 결과일 수 있다. 2.c.2.a.과 동일한 방식으로 시험한다.	X	X		

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
		±20%	이륙 및 착륙을 위한 접근	CCA : 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.				
2.c.3.	스포일러/스피드브레이크 변경 역학	대기속도: ±3kt 고도: ±30m(100ft) 피치각: ±1.5° or ±20%	순항	시간 증분에 대해 통제되지 않는 자유 응답의 시간이력은 구성(형상) 변경 시작전 최소 5초에서 구성(형상) 변경 완료 후 15초와 동일하다. 펼칠 때와 닫힐 때 모두에 대하여 결과가 요구된다. CCA : 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.			X	
2.c.4.a.	기어 변경 역학	대기속도: ±3kt 고도: ±30m(100ft) 피치각: ±1.5° or ±20%	이륙(기어 올림) 및 접근(기어 내림)	T시간 증분에 대한 통제되지 않는 자유 응답의 시간이력은 구성(형상) 변경 시작전 최소 5초에서 구성(형상) 변경 완료 후 15초와 동일하다. CCA : 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.			X	
2.c.4.b.	기어 변경 힘	피치 조종력: ±5 lb(2.2daN) or, ±20%	이륙(기어 올림) 및 접근(기어 내림)	일련의 스냅샷 시험결과일 수 있다. 시험 2.c.4.a.에 규정된 바에 따른 기어 변경 역학 시험이 인정될 것이다. CCA : 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.	X	X		
2.c.5.	세로방향 트림	승강타 각: ±1° 안정판 또는 트림 표면각 ±0.5° 피치각: ±1° 순 추력의 ±5% 또는	순항, 접근 및 착륙	수평비행에 대해 추력이 있는 상태에서의 정상 상태 wings level 트림으로 한다. 이 시험은 일련의 스냅샷 시험일 수 있다.	X	X	X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
		이와 등등한 추력		5등급 FTD는 승강타 및 트림 표면 대신에 동등한 조종간 및 트림 제어장치를 사용할 수 있다. CCA : 해당하는 경우, 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.				
2.c.6.	세로방향 기동 안정성(Stick Force/g)	피치 컨트롤러 힘: ±2.2daN(5lbf) or ±10% 대체 방안: 승강타 각: ±1° or ±10%	순항, 접근 및 착륙	계속적인 시간 이력 데이터 또는 일련의 스냅샷 시험이 사용될 수 있다. 접근 및 착륙 형상에 대하여 롤 각 30° 까지 시험하여야 한다. 순항 형상에 대하여 롤 각 45° 까지 시험하여야 한다. 힘이 FTD내 비행기 하드웨어의 사용에 의해서만 발생하는 경우 힘 허용오차는 적용할 수 없다. 조종간 힘/G 특성을 나타내지 않는 비행기에는 대체 방안을 적용한다. CCA : 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.		X	X	
2.c.7.	세로방향 정적 안정성	피치 제어장치 힘: ±2.2daN(5lbf) or ±10% 대체 방안: 승각타 각: ±1° or ±10%	접근	트림 속도 초과 및 미만에서 각각 최소 2가지 속도에 대한 데이터를 시험한다. 속도 범위는 조종간 힘 vs. 속도 특성을 입증하기에 충분하여야 한다. 이 시험은 일련의 스냅샷 시험일 수 있다. 힘이 FTD내 비행기 하드웨어의 사용에 의해서만 발생하는 경우 힘 허용오차는 적용할 수 없다. 속도 안정성 특성을 나타내지 않는	X	X	X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
				비행기에는 대체 방안을 적용한다. 5등급은 긍정적인 정적 안정성을 나타내야 하지만 수치적인 허용오차를 준수할 필요는 없다. CCA : 해당하는 경우, 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.				
2.c.8.a.	실속 접근 특성	초기 버펫, 실속 경고 및 실속 속도에 대한 대기속도: ±3kt 조종 입력이 표시되어야 하고 정확한 추세와 크기로 입증하여야 한다. 피치 각: ±2.0° 받음각: ±2.0° 경사각: ±2.0° 사이드슬립각: ±2.0° 추가적으로 가역 비행조종 시스템이 있는 시뮬레이터의 경우: ±10% or ±5 lb(2.2daN)) Stick/Column force (prior to “G break” only)	2단계 상승, 고고도 순항(제한된 성능에 가까운 조건) 및 접근 또는 착륙	다음의 실속 진입 방법 각각은 세가지 요구되는 비행조건 중 최소 하나에 대하여 증명되어야 한다. (1) 수평 비행(1G)에서의 실속 진입 (2) 최소 25° 경사각(가속되는 실속)의 선회 비행에서 실속 진입 (3) 동력이 있는 상태에서의 실속 진입 (터보프롭 항공기에만 요구된다) 요구되는 순항 조건은 플랩을 올린 상태에서 수행되어야 한다. 2단계 상승 및 접근/착륙 조건은 다른 플랩 설정에서 수행되어야 한다. 실속의 첫 번째 지시로 실속 버펫을 나타내는 비행기에 대하여 이 요목의 인증을 위하여 FTD에 주관적 및 객관적 요건을 충족하는 진동 시스템을 구비하여야 한다.			X	시험은 일반적으로 비행기 인증 실속 시험을 위하여 요구되는 무게중심에서 수행될 수 있다.

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
2.c.8.b.	실속 경고(실속 경고장치 작동)	대기속도: ±3kts 실속 경고 장치 또는 초기 버펫보다 속도가 빠른 경우: ±2° 경사	2단계 상승 및 접근 또는 착륙	실속 기동은 아이들 동력 및 Wing level(1G)의 추력 또는 가까운 추력에서 진입하여야 한다. 가능한 경우 실속 경고 신호 및 초기 버펫을 기록하여야 한다. CCA : 정상 및 비정상 조종 상태에서 시험하여야 한다.	X	X		
2.c.9.a.	장주기(Phugoid) 역학	주기의 ±10% 1/2 또는 2배 진폭까지 시간의 ±10% or 댐핑비율: ±0.02	순항	시험은 3개의 전체 사이클 또는 1/2 또는 2배 진폭 중 더 작은 값의 시간을 결정하는데 필요한 것을 포함하여야 한다. CCA : 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.		X	X	
2.c.9.b.	장주기(Phugoid) 역학	대표적인 댐핑, ±10% 주기	순항	시험은 다음 중 더 적은 것을 포함하여야 한다. (1) 3개의 전체 사이클(입력이 완료된 후 6개의 오버슈트) (2) 대표적인 댐핑을 결정하기에 충분한 사이클의 수 CCA : 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.	X			
2.c.10	단주기 역학	피치 각: ±1.5° or 피치 속도: ±2°/s 정상 가속도: ±0.1 G	순항	CCA : (7등급 FTD) 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다. (6등급 FTD) 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.		X	X	
2.c.11.	보류(Reserved)							
2.d.	가로방향 시험							

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
	다르게 규정하지 않는 한 수평 비행 상태에서의 동력으로 설정하여 시험한다.							
2.d.1.	해당 감항요건 또는 공중에서의 저속 엔진 부작동 조종 특성에 따른 공중(V_{mca}) 또는 착륙(V_{mcl}) 중 최소 조종속도	대기속도: ±3kt	이륙 또는 착륙(비행기에 가장 치명적인 조건)	작동하는 엔진에 대하여 이륙 추력이 설정되어야 한다. 시간 이력 또는 스냅샷 데이터가 사용될 수 있다. CCA : 해당하는 경우, 정상 및 비정상 조종 상태에서 시험하여야 한다.			X	최소 속도는 성능 또는 전통적인 방법에서 V_{mca} 또는 V_{mcl}가 시연되지 못하게 하는 조종 제한에 의하여 정의될 수 있다.
2.d.2.	롤 응답(속도)	롤 속도의 ±2°/s or ±10% 가역 비행조종시스템이 있는 비행기의 경우(7등급 FTD만 해당): 휠 힘의 ±1.3daN(3lbf) or ±10%	순항 및 접근 또는 착륙	정상 롤 조종 변위(최대 롤 조종장치 이동의 약 1/3)에서 시험하여야 한다. 이 시험은 조종실 롤 조종장치 시험 2.d.3.의 스탭 입력과 결합될 수 있다.	X	X	X	
2.d.3.	조종실 롤 제어장치의 스탭 입력	롤 각의 ±2° or ±10%	접근 또는 착륙	시험은 롤 응답(속도) 시험 2.d.2.와 결합될 수 있다. CCA : (7등급 FTD) 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다. (6등급 FTD) 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.		X	X	Wings level에서 롤 조종장치 이동의 약 1/3을 사용한 스탭 롤 조종입력을 적용하여야 한다. 약 20°에서 30°의 경사에 도달할 때, 롤 조종장치를 중립으로 갑자기 되돌리고 비행기 자유 응답은 약

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
								10초를 허용한다.
2.d.4.a.	나선 안정성	추세 수정 및 20초내 롤각의 ±2° or ±10% 대체 시험이 사용된 경우: 추세 수정 및 에일러론 각 ±2°	순항 및 접근 또는 착륙	복수의 시험에 따른 평균 비행기 데이터가 사용될 수 있다. 양방향에 대하여 시험하여야 한다. 대체 시험에 따라, 약 30°의 롤 각에서 안정적인 선회를 유지하는데 필요한 가로 조종을 제시하여야 한다. CCA : 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.			X	
2.d.4.b.	나선 안정성	추세 수정 및 20초내 롤각의 ±3° or ±10%	순항	복수의 시험에 따른 평균 비행기 데이터가 사용될 수 있다. 양방향에 대하여 시험하여야 한다. 대체 시험에 따라, 약 30°의 롤 각에서 안정적인 선회를 유지하는데 필요한 가로 조종을 제시하여야 한다. CCA : 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.		X		
2.d.4.c.	나선 안정성	추세 수정	순항	복수의 시험에 따른 평균 비행기 데이터가 사용될 수 있다. CCA : 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.	X			
2.d.5.	엔진 부작동상태에서 트림	러더 각 ±1° or 탭 각 ±1° or 이와 동등한 러더 페달 사이드슬립 각 ±2°	2단계 상승 및 접근 또는 착륙	이 시험은 스냅샷 시험으로 구성할 수 있다.			X	시험은 조종사가 엔진 고장 조건에서 트림하기 위해 훈련받는 것과 유사한 방법으로

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
								수행되어야 한다. 2단계 상승 시험은 이륙 추력에서 수행되어야 한다. 접근 또는 착륙 시험은 수평비행 시의 추력으로 설정하여야 한다.
2.d.6.a.	러더 응답	요 속도의 ±2°/s or ±10%	접근 또는 착륙	7등급 FTD의 경우: 안정성 증대장치를 켜거나 끈 상태에서 시험하여야 한다. 전체 러더 페달 이동의 약 25%에서 스텝 입력으로 시험하여야 한다. 러더 입력과 응답이 더치롤 시험(Test 2.d.7)에서 입증된 경우에는 필요하지 않다. CCA : 정상 및 비정상 조종 모드에서 시험하여야 한다.		X	X	
2.d.6.b.	러더 응답	롤 속도 ±2°/sec 경사 각 ±3°	접근 또는 착륙	주어진 러더 편차에 대한 롤 응답일 수 있다. CCA : 정상 및 비정상 조종 상태에서 시험하여야 한다.	X			요 응답시험으로 수행될 수 있으며 이 경우 Test 2.d.6.a의 절차와 요건이 적용된다.
2.d.7.	더치 롤	주기의 ±0.5s or ±10% 1/2 또는 2배 진폭까지 시간의 ±10% or 댐핑 비율의 ±.02	순항 및 접근 또는 착륙	안정성 증대장치를 끄고 최소 6 사이클에 대하여 시험하여야 한다. CCA : 비정상 조종모드에서 시험하여야 한다.		X	X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
		(7등급 FTD의 경우에만 해당): 최고 롤각과 사이드슬립 각 사이 시간차 : ±1s or ±20%						
2.d.8.	안정된 상태에서의 사이드슬립	주어진 러더 위치에 대해: 롤각: ±2° 사이드슬립각: ±1° 에일러론 각: ±2° or ±10% 스포일러 또는 동등한 롤 제어장치 위치 또는 힘의 ±5° or ±10% 가역 비행조종 시스템이 있는 비행기의 경우: (7등급 FTD만 해당): 휠힘: ±1.3daN(3lbf) or ±10% 러더 페달힘: ±2.2daN(5lbf) or ±10%	접근 또는 착륙	이 시험은 최소 2개의 러더 위치(프로펠러 구동 비행기에 대하여 각각의 방향)를 사용하는 일련의 스냅샷 시험일 수 있으며, 이 중 하나는 최대 허용가능한 러더에 가까워야 한다. (5등급 및 6등급 FTD에만 해당): 사이드슬립 각은 반복성 및 지속적인 인증 평가에 대해서만 일치된다.	X	X	X	
2.e.	착륙							
2.e.1.	정상 착륙	대기속도: ±3kt 피치각: ±1.5°	착륙	최소 AGL 61m(200ft)에서부터 앞바퀴 접지시까지 시험하여야 한다.			X	두 시험은 두 개의 정상 착륙

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
		받음각 : ±1.5° 높이: ±3m(10ft) or ±10% 가역 비행조종 시스템이 있는 비행기의 경우: 컬럼 힘의 ±2.2daN(5lbf) or ±10%		CCA : 해당하는 경우 정상 및 비정상 조종모드에서 시험하여야 한다.				플랩(가능한 경우)을 포함하여 입증되어야 하며, 하나는 거의 최대 인증 착륙 중량, 다른 하나는 가볍거나 중간 중량이어야 한다.
2.e.2.	최소 플랩 착륙	대기속도: ±3kt 피치각: ±1.5° 받음각 : ±1.5° 높이: ±3m(10ft) or ±10% 가역 비행조종 시스템이 있는 비행기의 경우: 컬럼 힘의 ±2.2daN(5lbf) or ±10%	최소 인증 착륙 플랩 형상	최소 AGL 61m(200ft)에서부터 앞바퀴 접지 시까지 시험하여야 한다. 거의 최대 인증 착륙 중량에서 시험하여야 한다.			X	
2.e.3.	측풍 착륙	대기속도: ±3kt 피치각: ±1.5° 받음각 : ±1.5° 높이: ±3m(10ft) or ±10% 롤각: ±2° 사이드슬립각: ±2° 기수각: ±3°	착륙	최소 AGL 61m(200ft)에서부터 메인 랜딩기어 접지 속도에서 50% 감속될 때까지 시험하여야 한다. 활주로 위 10m(33ft)에서 측정된 비행기 성능 데이터 값의 최소 60%의 측풍 구성요소에 대한 바람 프로파일을 포함하는 시험 데이터 필요 바람 구성요소는 활주로에 대한 맞바람과 측풍 값으로 제공되어야 한다.			X	최대 측풍 또는 최대 입증된 측풍을 알 수 없는 경우 검사관에게 보고하여야 한다.

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
		가역 비행조종 시스템이 있는 비행기의 경우: 컬럼 힘의 ±2.2daN(5lbf) or ±10% 휠 힘의 ±1.3daN(3lbf) or ±10% 러더 페달 힘의 ±2.2daN(5lbf) or ±10%						
2.e.4.	한 엔진 부작동 상태에서의 착륙	대기속도: ±3kt 피치각: ±1.5° 받음각: ±1.5° 높이의 ±3m(10ft) or ±10% 롤각: ±2° 사이드슬립각: ±2° 기수각: ±3°	착륙	최소 AGL 61m(200ft)에서부터 메인 랜딩기어 접지 속도에서 50% 감속될 때까지 시험하여야 한다.			X	
2.e.5.	자동조종 착륙(해당되는 경우)	플레어 높이: ±1.5m(5ft) Tf의 ±0.5s or ± 10% 접지 시 강하속도: ±0.7m/s(140ft/min) 롤 아웃중 가로 편차: ±3m(10ft)	착륙	자동조종이 롤아웃 안내를 제공하는 경우 접지시부터 메인 랜딩 기어 접지 속도에서 50% 감속될 때까지 가로방향 편차를 기록하여야 한다. 자동조종 플레어 모드 사용 및 메인 랜딩기어 접지 시간이 기록되어야 한다.			X	
2.e.6.	모든 엔진 자동조종으로 복행	대기속도: ±3kt 피치각: ±1.5° 받음각: ±1.5°	비행기 성능 데이터에 따른다.	정상 모든 엔진 자동조종 복행은 중간 중량에서 입증(가능한 경우)되어야 한다.			X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
2.e.7.	한 엔진 부작동 상태에서 복행	대기속도: ±3kt 피치각: ±1.5° 받음각: ±1.5° 롤각: ±2° 사이드슬립각: ±2°	비행기 성능 데이터에 따른다.	엔진 부작동 복행은 임계 엔진 부작동상태에서 최대 인증 착륙 중량에 가까워야 한다. 한 번은 자동조종(가능한 경우)으로 그리고 다른 한 번은 자동조종 없이 제공하여야 한다. CCA : 자동조종이 아닌 시험은 비정상 모드에서 수행되어야 한다.			X	
2.e.8.	대칭 역추력을 사용한 방향 조종(러더 효율성)	대기속도: ±5kt 요속도: ±2°/s	착륙	최대 역추력 최소 작동 속도에 도달할 때까지 최대 역추력을 사용하여 양방향에서 러더 페달 입력을 적용하여야 한다.			X	
2.e.9.	비대칭 역추력을 사용한 방향 조종(러더 효율성)	대기속도: ±5kt 기수각: ±3°	착륙	작동하는 엔진에 최대 역추력을 가한 상태에서 최대 러더 페달 입력 또는 역추력장치 최소 작동 속도에 도달할 때까지 러더 페달을 입력하여 기수를 유지하여야 한다.			X	
2.f.	지면 효과							
	지면 효과를 입증하기 위한 시험	승강타각: ±1° 안정판각: ±0.5° 순 추력 또는 이와 동등한 추력의 ±5% 받음각: ±1° 높이: ±1.5m(5ft) or ±10% 대기속도: ±3kt 피치각: ±1°	착륙	결과의 정당성을 증명하는 근거가 제공되어야 한다. CCA : 해당되는 경우, 정상 또는 비정상 조종모드에서 시험하여야 한다.			X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
2.g.	보류(Reserved)							
2.h.	비행 기동 및 비행영역(포위선도) 보호 기능							
	주 – 2.h의 요건은 컴퓨터로 제어되는 비행기에만 적용할 수 있다. 각 비행영역 보호 기능(예; 기능이 다른 경우 정상 및 저하된 조종 상태)을 입력하는 동안 제어 입력에 대한 응답의 시간이력 결과가 요구된다. 비행영역 보호 기능에 도달하는 데 필요한 만큼의 추력을 설정하여야 한다.							
2.h.1.	과속	대기속도: ±5kt	순항				X	
2.h.2.	최소 속도	대기속도: ±3kt	이륙, 순항 및 접근 또는 착륙				X	
2.h.3.	하중계수	정상 하중계수: ±0.1G	이륙, 순항				X	
2.h.4.	피치각	피치각: ±1.5°	순항, 접근				X	
2.h.5.	경사각	경사각: ±2° or ±10%	접근					
2.h.6.	받음각	받음각: ±1.5°	2단계 상승, 및 접근 또는 착륙				X	
3.	보류(Reserved)							
4.	시각 시스템							
4.a.	시각 장면 품질							
4.a.1.	연속적인 조종실 교차시야	각 조종사에게 최소 수평 176° 및 수직 36°의 연속적인 시야를 제공하는 시각 디스플레이	해당사항 없음	MQTG의 부분으로 요구되지만 계속적인 평가의 부분으로는 요구되지 않는다.			X	시야는 전체 시각 장면(모든 채널)을 검은색과 흰색의 5° 정사각형으로 구성되는 시각 시험

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
								패턴을 채우기를 사용하여 측정되어야 한다. 장착된 정렬은 적합성확인서에서 확인되어야 하며, 이는 일반적으로 수락 시험의 결과로 구성된다)
4.a.2.	시스템 배열	이미지의 배열은 산만한 불연속점들이 없어야 한다.					X	
4.a.3.	표면 해상도 (물체 감지)	4 Arc minutes 이하	해당사항 없음				X	해상도는 조종사의 시점에서 장면에 사용된 각 시각 디스플레이에서 요구하는 시각 각도를 점유하는 것으로 나타난 물체의 시험에 의하여 입증된다. 물체는 눈에서 4 Arc minutes의 각도로 움직인다. 수평 시험에 대하여 임계값 막대를 사용하여 입증될 수

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
								있으며, 수직 시험 또한 입증되어야 한다. 경계를 이루는 각들은 적합성확인서에서 계산으로 확인되어야 한다.
4.a.4.	광점 크기	8 Arc minutes 이하	해당사항 없음				X	광점 크기는 수평 및 수직 열로 표시된 흰색 광점의 중앙에 위치한 단일 열로 구성된 시험 패턴을 사용하여 측정되어야 한다. 모든 축에 대해서 광점을 시점에 대해 상대적으로 이동할 수 있어야 한다. 각 시각 채널에서 변조를 식별할 수 있는 지점에서 광 간격을 결정하기 위한 계산이 수행되어야 한다. 시험방법과 계산을 진술하기 위한 SOC가 요구된다.

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
4.a.5.	래스터(Raster) 표면 대비	5:1 이상	해당사항 없음				X	표면 대비 비율은 전체 시각 장면(모든 채널)을 채우는 래스터로 그린 시험 패턴을 사용하여 측정되어야 한다. 시험 패턴은 각 채널의 중앙에 흰색 정사각형이 있고, 정사각형당 5°인 검은색, 흰색의 정사각형으로 구성되어야 한다. 측정은 각 채널 중앙의 밝은 정사각형에서 1° spot 광도계를 사용하여 이뤄져야 한다. 이 값은 최소 7cd/m2(2ft-lamberts)의 밝기를 가져야 한다. 인접한 어두운 정사각형을 측정하여야 한다. 명암비는 밝은 정사각형 값을 어두운 정사각형 값으로 나눈 것이다.

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
								주 1 – 명암비 시험 도중 FTD aft-cab과 조종실 주변 광도는 가능한 낮아야 한다. 주 2 – 측정장치에 빛이 쏟아지지 않도록 정사각형의 중심에서 측정하여야 한다.
4.a.6.	광점 명암비	10:1 이상	해당사항 없음				X	광점 명암비는 흰색 광점으로 채워진 1° 이상의 영역을 보여주는 시험 패턴을 사용하여 측정되어야 하며 인접한 배경과 비교되어야 한다. 주 – 광점 변조는 캘리그래픽 시스템에서만 식별할 수 있어야 하며, 래스터 시스템에서는 식별되지 않는다. 밝은 정사각형이 광도계 FOV를 벗어나도록 배경을 측정하여야 한다.

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
								주 – 명암비 측정 도중, FTD aft-cab과 조종실 주변 조도는 가능한 낮아야 한다.
4.a.7.	광점 밝기	20 cd/m^2 (5.8 ft-lamberts) 이상	해당사항 없음				X	광점은 정사각형 매트릭스를 생성하도록 표시되어야 한다. 캘리그래픽 시스템에서의 광점은 병합되어야 한다. 래스터 시스템에서의 광점은 정사각형이 연속적으로 겹쳐져야 하며 개별 광점이 보이지 않아야 한다.
4.a.8.	표면 밝기	14 cd/m^2 이상 (4.1 ft-lamberts) on the display	해당사항 없음				X	표면 밝기는 흰색 래스터에서 측정되어야 하며, 1° Spot 광도계를 사용하여 측정하여야 한다. 광점은 수용할 수 없다.

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
								래스터 밝기를 향상시키기 위하여 캘리그래픽 성능을 사용하는 것은 허용된다.
4.b.	헤드업 디스플레이(HUD)							
4.b.1.	정적 정렬	표시된 이미지와의 정적 정렬을 말하며, HUD 보어 조준경은 표시된 이미지의 구형 패턴의 중심에 정렬하여야 한다. 허용오차: +/- 6호분					X	정렬 요건은 조종사 비행 시에만 적용한다.
4.b.2.	시스템 디스플레이	모든 비행 모드에서 모든 기능이 시현되어야 한다.					X	시스템 성능에 대한 설명이 제공되어야 하며, 성능이 입증되어야 한다.
4.b.3.	HUD 자세 vs FTD 자세 지시기(수평선의 피치와 롤)	피치와 롤은 항공기 계기와 정렬하여야 한다.	비행				X	시스템 성능에 대한 설명이 제공되어야 하며, 성능이 입증되어야 한다.
4.c.	향상된 비행 시각 시스템(EFVS)							
4.c.1.	등록 시험	EFVS 디스플레이와 창밖 이미간의 정렬은 항공기와 시스템 종류의 전형적인	이륙 지점 및 200ft 상공에서의 접근				X	정렬 요건은 조종사 비행 시에만 적용한다. 주: 4.b.1 의 정렬

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
		정렬을 나타내야 한다.						허용오차의 효과가 고려되어야 한다.
4.c.2.	EFVS RVR 및 시정 조정	장면은 정확한 광도를 포함하여 350m(1,200ft) and 1,609m(1sm) RVR 에서의 EFVS 시야를 나타낸다.	비행				X	350m(1,200ft), and 1,609m(1sm) RVR 모두를 대표하는 적외선 장면을 시험하며, 시각 장면은 제거될 수 있다.
4.c.3.	열 교차	주간에서 야간으로 전환되는 동안 열 교차 효과를 입증하여야 한다.	주간 및 야간				X	장면은 주간에서 야간으로 전환되는 동안 장면의 열 특성을 정확하게 재현하여야 한다.
4.d.	지상구역 시각 (Visual ground segment)							
4.d.1	지상구역 시각(VGS)	가까운 끝단: 계산된 VGS내에 정확한 수의 접근등이 보여야 한다. 먼 끝단: 계산된 VGS의 ±20% 보여지도록 계산된 가장자리 등화는 FTD에서 보여져야 한다.	300m(1,000ft) or 350m(1,200ft)의 RVR 설정에서 글라이드 슬로프의 터치다운 존 위 30m(100ft) 휠 높이에서 착륙 형상으로 조정한다.	이 시험은 ILS 접근 시 결정고도(DH)에서 조종사에게 제시되는 시각 장면의 정확성에 영향을 미치는 항목을 평가하기 위하여 설계되었다. 이들 항목은 다음을 포함한다. 1) 활주로가시거리(RVR)/시정(Visibility) 2) 글라이드 슬로프(G/S) 및 ILS에 대한 로컬라이저 모델링의 정확성(위치 및 경사도) 3) 정상 접근 및 착륙에 대하여 비행기의 운항 포위선도내의 지점을 대표하는 중량, 형상 및 속도 4) 전파 고도계(Radio altimeter)			X	이 시험을 위하여 사전 위치는 권장되지만, 원하는 위치에 대하여 수동 또는 자동 조종으로 달성될 수 있다.

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
				주: 비균질 안개가 사용되는 경우, 수평 가시성의 수직적인 변화가 설명되어야 하며, VGS 계산에 사용된 경사 범위 가시성 계산이 포함되어야 한다.				
4.e	시각 시스템 성능							
4.e.1	시스템 성능 (주간 모드)	다음 수치 이상: 10,000개의 보이는 질감 표면, 6,000개의 광점, 16개의 움직이는 모델	해당사항 없음				X	훈련을 위하여 장면을 생성하는데 사용된 것과 동일한 이미지 생성 모드로 랜더링된 시각 장면을 사용하여 입증된다. 요구되는 표면, 광점 및 이동 모델은 동시에 표시되어야 한다.
4.e.2	시스템 성능 (황혼/야간 모드)	다음 수치 이상: 10,000개의 보이는 질감 표면, 15,000개의 광점, 16개의 움직이는 모델	해당사항 없음				X	훈련을 위하여 장면을 생성하는데 사용된 것과 동일한 이미지 생성 모드로 랜더링된 시각 장면을 사용하여 입증된다. 요구되는 표면, 광점 및 이동 모델은 동시에 표시되어야 한다.

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
5. 음향 시스템 운영자는 계속되는 인증 평가과정에서 주파수 응답 및 배경소음 시험 결과가 최초 인증 평가결과와 비교했을 때 허용오차 내에 있고 운영자가 FTD의 음향 시스템에 영향을 미칠 수 있는 어떠한 소프트웨어 변경이 없었음을 입증하는 경우 작동 소음 시험(i.e., tests 5.a.1. through 5.a.8.(or 5.b.1. through 5.b.9.) and 5.c을 반복할 필요는 없다. 주파수 응답 시험방법이 선택되고 실패한 경우, 운영자는 주파수 응답 문제를 수정하고 시험을 반복할 수 있다. 또한 운영자는 작동 소음 시험을 반복하는 것을 선택할 수 있다. 계속되는 인증 평가시 작동 소음시험이 반복되는 경우 결과는 최소 인증 평가 결과와 비교될 수 있다. 이 섹션의 모든 시험은 주파수 17에서 42(50Hz to 16kHz) 까지의 비가중 1/3 옥타브 밴드 형식으로 제시되어야 한다. 최소 평가 시 소음결과가 수집된 지점과 동일한 위치에서 최소 20초의 평균이 구해져야 한다.								
5.a.	터보제트 비행기							이 섹션의 모든 시험은 주파수 17에서 42(50Hz to 16kHz) 까지의 비가중 1/3 옥타브 밴드 형식으로 제시되어야 한다. 최소 20초의 측정은 승인된 데이터 세트와 상응하는 위치에서 이뤄져야 한다.
5.a.1.	엔진 시동 준비	최초 평가: 1/3 옥타브 밴드의 주관적인 평가 갱신 평가: 초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기	지상	엔진 시동을 걸기 전에 정상 조건으로 하며, 해당하는 경우 APU가 켜져 있어야 한다.			X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
		및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.						
5.a.2.	모든 엔진 아이들(Idle) 상태	최초 평가: 1/3 옥타브 밴드의 주관적인 평가 갱신 평가: 초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기 및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.	지상	이륙 전 정상 상태			X	
5.a.3.	브레이크 설정된 상태에서 모든 엔진에 최대 허용 추력	최초 평가: 1/3 옥타브 밴드의 주관적인 평가 갱신 평가: 초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기 및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.	지상	이륙 전 정상 상태			X	
5.a.4.	상승	최초 평가: 1/3 옥타브 밴드의 주관적인 평가 갱신 평가:	항공로상 상승	중간 고도			X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
		초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기 및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.						
5.a.5.	순항	최초 평가: 1/3 옥타브 밴드의 주관적인 평가 갱신 평가: 초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기 및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.	순항	정상 순항 형상			X	
5.a.6.	스피드 브레이크/ 스포일러 전개 (해당하는 경우)	최초 평가: 1/3 옥타브 밴드의 주관적인 평가 갱신 평가: 초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기 및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.	순항	일정한 대기속도 및 동력 설정상태에서 강하 시 정상 및 정속 스피드 브레이크 작동			X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
5.a.7.	초기 접근	최초 평가: 1/3 옥타브 밴드의 주관적인 평가 갱신 평가: 초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기 및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.	접근	해당하는 경우, 일정한 대기속도, 기어 올림, 플랩/슬랫 사용			X	
5.a.8.	최종 접근	최초 평가: 1/3 옥타브 밴드의 주관적인 평가 갱신 평가: 초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기 및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.	착륙	일정한 대기속도, 기어 내림, 착륙 형상 플랩 사용			X	
5.b.	**프로펠러 구동 비행기**							이 섹션의 모든 시험은 주파수 17에서 42(50Hz to 16kHz)까지의 비가중 1/3 옥타브 밴드 형식으로 제시되어야 한다. 최소 20초의 측정은 승인된 데이터 세트와

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
								상응하는 위치에서 이뤄져야 한다.
5.b.1.	엔진 시동 준비	최초 평가: 1/3 옥타브 밴드의 주관적인 평가 갱신 평가: 초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기 및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.	지상	엔진 시동을 걸기 전에 정상 조건으로 하며, 해당하는 경우 APU가 켜져 있어야 한다.			X	
5.b.2	(해당하는 경우) 모든 프로펠러가 페더된 상태	최초 평가: 1/3 옥타브 밴드의 주관적인 평가 갱신 평가: 초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기 및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.	지상	이륙 전 정상 상태			X	
5.b.3.	지상 아이들(Idle) 또는 이와 동등한 상태	최초 평가: 1/3 옥타브 밴드의 주관적인 평가 갱신 평가: 초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인	지상	이륙 전 정상 상태			X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
		밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기 및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.						
5.b.4.	비행중 아이들(Idle) 또는 이와 동등한 상태	최초 평가: 1/3 옥타브 밴드의 주관적인 평가 갱신 평가: 초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기 및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.	지상	이륙 전 정상 상태			X	
5.b.5.	브레이크 설정된 상태에서 모든 엔진에 최대 허용 추력	최초 평가: 1/3 옥타브 밴드의 주관적인 평가 갱신 평가: 초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기 및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.	지상	이륙 전 정상 상태			X	
5.b.6.	상승	최초 평가: 1/3 옥타브 밴드의 주관적인 평가	항공로상 상승	중간 고도			X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
		갱신 평가: 초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기 및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.						
5.b.7.	순항	최초 평가: 1/3 옥타브 밴드의 주관적인 평가 갱신 평가: 초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기 및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.	순항	정상 순항 형상			X	
5.b.8.	초기 접근	최초 평가: 1/3 옥타브 밴드의 주관적인 평가 갱신 평가: 초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기 및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.	접근	(해당하는 경우) 일정한 대기속도, 기어 올림, 플랩 전개, 운항 교범에 따른 RPM으로 설정한다.			X	

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
5.b.9.	최종 접근	최초 평가: 1/3 옥타브 밴드의 주관적인 평가 갱신 평가: 초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기 및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.	착륙	일정한 대기속도, 기어 내림, 착륙 형상 플랩, 운항 교범에 따른 RPM으로 설정한다.			X	
5.c.	특별 사례	최초 평가: 1/3 옥타브 밴드의 주관적인 평가 갱신 평가: 초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기 및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.	해당하는 경우				X	이는 조종사에게 특별하게 중요하거나, 훈련에서 중요하거나 특정 비행기 형식 또는 모델에서 고유한 것으로 식별된 특별한 정상상태 사례에 대하여 적용한다.
5.d.	FTD 배경 소음	최초 평가: 배경 소음레벨은 7.c(5)에 규정된 음향 레벨 이하여야 한다. 갱신 평가: 최초 평가와 비교하여 1/3 옥타브 밴드당 ±3dB		최초 평가 시 배경소음의 결과는 QTG 문서에 포함되어야 하며 검사관의 승인을 받아야 한다. 측정은 시뮬레이션 실행, 음소거 및 전원이 접속되지 않은 조종실에서 이뤄져야 한다.			X	시뮬레이션된 음향은 배경 소음이 훈련을 방해하지 않는지를 확인하기 위하여 평가된다. 이 시험은 주파수 17에서 42(50Hz to

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
								16kHz)까지의 비가중 1/3 옥타브 밴드 형식을 사용하여 제시되어야 한다.
5.e.	**주파수 응답**	최초 평가: 해당사항 없음 갱신 평가: 초기 평가와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드의 차가 ±5dB를 초과할 수 없고, 초기 및 갱신 평가 결과의 절대 차의 평균이 2dB를 초과할 수 없다.					X	비행기 시험 대신에 계속적인 인증 평가 과정중에 결과를 사용해야 하는 경우에만 요구된다. 결과는 최초 인증 과정에서 검사관에 의하여 승인되어야 한다. 이 시험은 주파수 17에서 42(50Hz to 16kHz)까지의 비가중 1/3 옥타브 밴드 형식을 사용하여 제시되어야 한다.
6.	**시스템 통합**							
6.a.	**시스템 응답 시간**							
6.a.1.	전송지연	계기 응답: 비행기 응답 후 100ms(or less) 시각 시스템 응답: 비행기 응답 후 120ms(or less)	피치, 롤 및 요				X	각 축에 대하여 하나의 개별시험이 요구된다. EFVS 시스템이 장착된 경우, EFVS

비행기 비행훈련장치(FTD) 객관적인 시험								
QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 상세	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
								응답은 시각 시스템 응답 후 ±30ms 이내이어야 하고, 모션 시스템 응답 전이어서는 안 된다. 주 – 비행기 EFVS 전자 요소로부터의 지연은 시각 시스템 기준과 비교하기 전에 30ms 허용오차가 더해져야 한다.
6.a.2.	전송지연	조종간 움직임 후 300ms 이하	피치, 롤 및 요		X	X		전송지연이 상대적인 응답을 입증하기 위하여 선택된 방법인 경우, 운영자와 검사관은 지연시간이 식별(예, 단 주기, 롤 응답, 러더 응답)될 수 있는 기존의 시험을 검토할 때 적절할 FTD 응답을 보장하기 위하여 지연시간 값을 사용하여야 한다.

3. 5등급 비행훈련장치에 대한 대체되는 객관적 데이터

가. 본 절(아래의 표들 포함)은 5등급 비행훈련장치에만 해당된다. 5등급의 요건은 정상 대기속도, 고도, 비행 영역, 동일 개수 및 형식의 추진시스템(엔진)과 같은 비행기의 성능 및 조작 특성을 같은 형식의 비행기와 유사하게 묘사해야 한다.

나. [표 6-2]부터 [표 6-5]는 국토교통부에 의해 인정되는 성능 기준이 반영되어 있다. 운영자는 어떤 장치의 성능을 묘사해야 한다. 아래 표에 열거된 점검항목의 성능 매개변수를 충족하지 못할 경우, 운영자는 해당 점검에 대한 비교 목적으로 공인된 비행시험 데이터를 이용할 수 있다.

다. [표 6-2]부터 [표 6-5]의 데이터를 이용하는 운영자는 다음 사항을 준수하여야 한다.
(1) [표 6-2]에 명시된 대로 취득하려는 인증등급에 적합한 객관적 점검의 결과가 포함된 QTG 전체를 제출한다. 해당 QTG에는 비행훈련장치의 성능을 입증한 결과를 표시해야 하며, [표 6-2]부터 [표 6-5]에 명시된 허용성능 범주 이내에 있어야 한다.
(2) QTG 점검결과에는 해당 점검이 수행된 조건과 관련된 모든 정보가 포함되어야 한다.(예 : 총중량, 무게중심, 대기속도, 동력설정, 고도(상승, 하강, 또는 수평비행), 온도, 형상 및 기타 해당 점검에 영향을 미치는 매개변수)
(3) 해당 점검결과는 유효성 검사 데이터로써, 지정검사를 포함한 모든 검사에서 이 결과 데이터를 비교 기준으로 한다. 검사 시 허용오차는 [표 6-1]을 참고한다.
(4) 비행훈련장치가 실제 비행기처럼 수행되고 조종되는지 판단하기 위해 주관적인 평가가 수행되어야 한다.

[표 6-2] 5등급 비행훈련장치에 대체 데이터소스(Alternative Data Source)

소형, 단발 엔진(왕복) 비행기		
QPS Requirement		
Applicable Test		승인된 성능 범위
번호	제목 및 절차	
1.	성능	
1.c.	상승	
1.c.1.	최적 상승률 대기속도에서 공칭 총 중량에서의 정상 상승	상승률 = 500 – 1200fpm (2.5 – 6m/sec)
1.f.	엔진	
1.f.1.	가속; 아이들(Idle)에서 이륙 동력	2 – 4 Seconds
1.f.2.	감속: 이륙 동력에서 아이들(Idle)	2 – 4 Seconds
2.	조종 품질	
2.c.	세로방향 시험	
2.c.1.	동력 변경 힘	
	(a) 필요한 동력으로 정상 순항 대기속도의 약 80%에서 직선 및 수평 비행을 위한 트림, 비행 아이들로 동력을 줄여야 한다. 트림 또는 형상을 변경하지 말아야 하며, 안정된 후 원래의 대기속도를 유지하는데 필요한 조종력을 기록하여야 한다.	5 – 15lbs(2.2 – 6.6daN) of force(Push)
	또는	
	(b) 필요한 동력으로 정상 순항 대기속도의 약 80%에서 직선 및 수평비행을 위한 트림, 최대 설정으로 동력을 추가하여야 한다. 트림 또는 형상을 변경하지 말아야 하며, 안정된 후 원래의 대기속도를 유지하는데 필요한 조종력을 기록하여야 한다.	5 – 15lbs(2.2 – 6.6daN) of force(Pull)
2.c.2.	플랩/슬랫 변경 힘	
	(a) 플랩이 전개되는 대기속도 범위내에서 일정한 대기속도로 플랩을 완전하게 접으면서 직선 및 수평비행을 위한 트림, 트림 또는 동력을 수정하지 말아야 하며, 플랩을 전체 플랩 이동의 약 50%까지 전개하여야 한다. 안정된 후 원래의 대기속도를 유지하는데 필요한 조종간 힘을 기록하여야 한다.	5 – 15lbs (2.2 – 6.6daN) of force(Push)
	또는	
	(b) 플랩이 전개된 대기속도 범위 내에서 일정한 대기속도에서 전체 플랩 이동의 약 50%로 플랩을 전개하고 직선 및 수평비행을 위한 트림, 트림 또는 동력을 수정하지 말아야 하며 플랩을 0까지 접어야 한다. 안정된 후 원래의 대기속도를 유지하는데 필요한 조종간 힘을 기록하여야 한다.	5 – 15lbs (2.2 – 6.6daN) of force(Pull)
2.c.4.	기어 변경 힘	
	(a) 랜딩기어가 내려진 대기속도 범위내 일정한	2 – 12lbs(0.88 – 5.3daN) of

소형, 단발 엔진(왕복) 비행기		
QPS Requirement		
Applicable Test		승인된 성능 범위
번호	제목 및 절차	
	대기속도에서 랜딩기어를 올리면서 직진 및 수평비행을 위한 트림, 트림 또는 동력을 수정하지 말고 랜딩기어를 내려야 한다. 안정된 후 원래 대기속도를 유지하는데 필요한 조종간 힘을 기록하여야 한다.	force(Push)
	또는	
	(b) 랜딩기어가 내려진 대기속도 범위내 일정한 대기속도에서 랜딩기어를 내리면서 직진 및 수평비행을 위한 트림, 트림 또는 동력을 수정하지 말고 랜딩기어를 접어야 한다. 안정된 후 원래 대기속도를 유지하는데 필요한 조종간 힘을 기록하여야 한다.	2 – 12lbs(0.88 – 5.3daN) of force(Pull)
2.c.5.	세로 방향 트림	다음의 각 형상(순항, 접근 및 착륙)에 대하여 세로방향 조종간 힘을 “0”으로 트림할 수 있어야 한다.
2.c.7.	세로 방향 정적 안정성	정적 안정성이 확보되어야 한다.
2.c.8.	공칭 총 중량, 수평비행 및 초당 3knot이하의 감속에서 실속 경고(실속 경고장치 작동)	
	a) 착륙 형상	40 – 60 knots; 경사 ±5°
	b) 순수 형상	착륙 형상 속도 +10 – 20%
2.c.9.b.	장주기 동역학	30 – 60초의 주기를 갖는 장주기여야 한다. 2사이클 이내에서 1/2 또는 2배의 진폭에 도달하지 못할 수 있다.
2.d.	측면 방향 시험	
2.d.2.	롤 응답(율) 롤 속도는 최소 30도의 롤을 통해서 측정되어야 한다. 에일러론 조종은 최대 이동의 1/3(33.3%)로 전개되어야 한다.	초당 4° – 25°의 롤 속도가 되어야 한다.
2.d.4.c.	나선 안정성 순항형상 및 정상 순항 대기속도. 20° – 30°의 경사가 되도록 설정하여야 한다. 안정되면, 에일러론 컨트롤을 중립으로하고 해제하여야 한다. 양쪽 선회 방향에 대하여 완료되어야 한다.	20초 후 초기 경사각(±5°)
2.d.6.b.	러더 응답 최대 러더 편향의 25%를 사용하여야 한다.(접근 또는 착륙 형상에 적용가능)	2° – 6° /second yaw rate
2.d.8.	안정된 상태의 사이드슬립 러더 편향의 50%를 사용하여야 한다.(접근 또는 착륙 형상에 적용가능)	2 percent – 10 percent of bank 4 percent – 10 percent of sideslip

소형, 단발 엔진(왕복) 비행기		
QPS Requirement		
Applicable Test		승인된 성능 범위
번호	제목 및 절차	
		2 percent −10 percent of aileron
6.	FTD 시스템 응답 시간	
6.a.	갑작스러운 조종사 컨트롤러 입력에 대한 비행조종실 계기 시스템 응답을 측정한다. 각 축(Pitch, Roll, Yaw)에 대하여 한 번의 시험이 요구된다.	300ms 이하

[표 6-3] 5등급 비행훈련장치에 대체 데이터소스(Alternative Data Source)

소형, 다발 엔진(왕복) 비행기		
QPS Requirement		
Applicable Test		승인된 성능 범위
번호	제목 및 절차	
1.	성능	
1.c	상승	
1.c.1.	최적 상승률 대기속도에서 공칭 총 중량에서의 정상 상승	상승 대기속도 = 95 – 115knots 상승률 = 500 – 1500fpm (2.5 – 7.5m/sec)
1.f.	엔진	
1.f.1.	가속; 아이들(Idle)에서 이륙 동력	2 – 5 seconds
1.f.2.	감속: 이륙 동력에서 아이들	2 – 5 seconds
2.	조종 품질	
2.c.	세로방향 시험	
2.c.1.	동력 변경 힘	
	(a) 필요한 동력으로 정상 순항 대기속도의 약 80%에서 직선 및 수평 비행을 위한 트림, 비행 아이들로 동력을 줄여야 한다. 트림 또는 형상을 변경하지 말아야 하며, 안정된 후 원래의 대기속도를 유지하는데 필요한 조종력을 기록하여야 한다.	10 – 25lbs(2.2 – 6.6daN) of force(Push)
	또는	
	(b) 필요한 동력으로 정상 순항 대기속도의 약 80%에서 직선 및 수평비행을 위한 트림, 최대 설정으로 동력을 추가하여야 한다. 트림 또는 형상을 변경하지 말아야 하며, 안정된 후 원래의 대기속도를 유지하는데 필요한 조종력을 기록하여야 한다.	5 – 15lbs(2.2 – 6.6daN) of force(Pull)
2.c.2.	플랩/슬랫 변경 힘	
	(a) 플랩이 전개되는 대기속도 범위내에서 일정한 대기속도로 플랩을 완전하게 접으면서 직선 및 수평비행을 위한 트림, 트림 또는 동력을 수정하지 말아야 하며 플랩을 전체 플랩 이동의 약 50%까지 전개하여야 한다. 안정된 후 원래의 대기속도를 유지하는데 필요한 조종간 힘을 기록하여야 한다.	5 – 15lbs(2.2 – 6.6daN) of force(Push)
	또는	
	(b) 플랩이 전개된 대기속도 범위내에서 일정한 대기속도에서 전체 플랩 이동의 약 50%로 플랩을 전개하고 직선 및 수평비행을 위한 트림, 트림 또는 동력을 수정하지 말아야 한다. 플랩을 0까지 접어야 하며, 안정된 후 원래의 대기속도를 유지하는데 필요한 조종간 힘을 기록하여야 한다.	5 – 15lbs(2.2 – 6.6daN) of force(Pull)
2.c.4.	기어 변경 힘	

소형, 다발 엔진(왕복) 비행기		
QPS Requirement		
Applicable Test		승인된 성능 범위
번호	제목 및 절차	
	(a) 랜딩기어가 내려진 대기속도 범위내 일정한 대기속도에서 랜딩기어를 올리면서 직진 및 수평비행을 위한 트림, 트림 또는 동력을 수정하지 말아야 한다. 랜딩기어를 내려야 하며 안정된 후 원래 대기속도를 유지하는데 필요한 조종간 힘을 기록하여야 한다.	2 – 12lbs(0.88 – 5.3daN) of force(Push)
	또는	
	(b) 랜딩기어가 내려진 대기속도 범위내 일정한 대기속도에서 랜딩기어를 내리면서 직진 및 수평비행을 위한 트림, 트림 또는 동력을 수정하지 말아야 한다. 랜딩기어를 접어야 하며, 안정된 후 원래 대기속도를 유지하는데 필요한 조종간 힘을 기록하여야 한다.	2 – 12lbs(0.88 – 5.3daN) of force(Pull)
2.c.5.	세로 방향 트림	다음의 형상(순항, 접근 및 착륙)의 각각에 대하여 세로방향 조종간 힘을 “0”으로 트림할 수 있어야 한다.
2.c.7.	세로 방향 정적 안정성	정적 안정성이 확보되어야 한다.
2.c.8.	공칭 총 중량, 수평비행 및 초당 3knot이하의 감속에서 실속 경고(실속 경고장치 작동)	
	a) 착륙 형상	60 – 90 knots; 경사 ±5°
	b) 순수 형상	착륙 형상 속도 +10 – 20%
2.c.9.b.	장주기 동역학	30 – 60초의 주기를 갖는 장주기여야 한다. 2사이클 이내에서 1/2 또는 2배의 진폭에 도달하지 못할 수 있다.
2.d.	측면 방향 시험	
2.d.2.	**롤 응답(율)** 롤 속도는 최소 30도의 롤을 통해서 측정되어야 한다. 에일러론 조종은 최대 이동의 1/3(33.3%)로 전개되어야 한다.	초당 4° – 25°의 롤 속도가 되어야 한다.
2.d.4.c.	**나선 안정성** 순항 형상 및 정상 순항 대기속도. 20° – 30°의 경사가 되도록 설정하여야 한다. 안정되면, 에일러론 컨트롤을 중립으로 하고 해제하여야 한다. 양쪽 선회 방향에 대하여 완료되어야 한다.	20초 후 초기 경사각(±5°)
2.d.6.b.	**러더 응답** 최대 러더 편향의 25%를 사용하여야 한다.(접근 또는 착륙 형상에 적용가능)	2° – 6° /second yaw rate
2.d.8.	안정된 상태의 사이드슬립 러더 편향의 50%를 사용하여야 한다.(접근 또는 착륙 형상에 적용가능)	경사: 2 - 10° 사이드슬립: 4 - 10° 에일러론: 2 – 10°
6.	FTD 시스템 응답 시간	

소형, 다발 엔진(왕복) 비행기		
QPS Requirement		
Applicable Test		승인된 성능 범위
번호	제목 및 절차	
6.a.	갑작스러운 조종사 컨트롤러 입력에 대한 비행조종실 계기 시스템 응답, 각 축(pitch, roll, yaw)에 대하여 한 번의 시험이 요구된다.	300ms 이하

[표 6-4] 5등급 비행훈련장치에 대체 데이터소스(Alternative Data Source)

소형, 단발 엔진(터보-프로펠러) 비행기		
QPS Requirement		
Applicable Test		승인된 성능 범위
번호	제목 및 절차	
1.	성능	
1.c	상승	
1.c.1.	최적 상승률 대기속도에서 공칭 총 중량에서의 정상 상승	상승 대기속도 = 95 – 115knots. 상승률 = 800 – 1800fpm(4 – 9m/sec)
1.f.	엔진	
1.f.1.	가속; 아이들에서 이륙 동력	4 – 8 Seconds
1.f.2.	감속: 이륙 동력에서 아이들	3 – 7 Seconds
2.	조종 품질	
2.c.	세로방향 시험	
2.c.1.	동력 변경 힘	
	a) 필요한 동력으로 정상 순항 대기속도의 약 80%에서 직선 및 수평 비행을 위한 트림, 비행 아이들로 동력을 줄여야 한다. 트림 또는 형상을 변경하지 말아야 하며, 안정된 후 원래의 대기속도를 유지하는데 필요한 조종력을 기록하여야 한다.	8lbs(3.5 daN) of Push force – 8lbs(3.5 daN) of Pull force
	또는	
	b) 필요한 동력으로 정상 순항 대기속도의 약 80%에서 직선 및 수평비행을 위한 트림, 최대 설정으로 동력을 추가하여야 한다. 트림 또는 형상을 변경하지 말아야 하며, 안정된 후 원래의 대기속도를 유지하는데 필요한 조종력을 기록하여야 한다.	12 – 22lbs(5.3 – 9.7daN) of force(Pull)
2.c.2.	플랩/슬랫 변경 힘	
	a) 플랩이 전개되는 대기속도 범위 내에서 일정한 대기속도로 플랩을 완전하게 접으면서 직선 및 수평비행을 위한 트림, 트림 또는 동력을 수정하지 말아야 하며, 플랩을 전체 플랩 이동의 약 50%까지 전개하여야 한다. 안정된 후 원래의 대기속도를 유지하는데 필요한 조종간 힘을 기록하여야 한다.	5 – 15lbs(2.2 – 6.6daN) of force(Push)
	또는	
	b) 플랩이 전개된 대기속도 범위 내에서 일정한 대기속도에서 전체 플랩 이동의 약 50%로 플랩을 전개하고 직선 및 수평비행을 위한 트림, 트림 또는 동력을 수정하지 말아야 하며, 플랩을 0까지 접어야 한다. 안정된 후 원래의 대기속도를 유지하는데 필요한 조종간 힘을 기록하여야 한다.	5 – 15lbs(2.2 – 6.6daN) of force Pull)
2.c.4.	기어 변경 힘	

소형, 단발 엔진(터보-프로펠러) 비행기		
QPS Requirement		
Applicable Test		승인된 성능 범위
번호	제목 및 절차	
	a) 랜딩기어가 내려진 대기속도 범위 내 일정한 대기속도에서 랜딩기어를 올리면서 직진 및 수평비행을 위한 트림, 트림 또는 동력을 수정하지 말아야 한다. 랜딩기어를 내려야 하며, 안정된 후 원래 대기속도를 유지하는데 필요한 조종간 힘을 기록하여야 한다.	2 - 12lbs(0.88 - 5.3daN) of force(Push)
	또는	
	b) 랜딩기어가 내려진 대기속도 범위 내 일정한 대기속도에서 랜딩기어를 내리면서 직진 및 수평비행을 위한 트림, 트림 또는 동력을 수정하지 말아야 한다. 랜딩기어를 접어야 하며, 안정된 후 원래 대기속도를 유지하는데 필요한 조종간 힘을 기록하여야 한다.	2 - 12lbs(0.88 - 5.3daN) of force(Pull)
2.c.5.	세로 방향 트림	다음의 형상(순항, 접근 및 착륙)의 각각에 대하여 세로방향 조종간 힘을 "0"으로 트림할 수 있어야 한다.
2.c.7.	세로 방향 정적 안정성	정적 안정성이 확보되어야 한다.
2.c.8.	공칭 총 중량, 수평비행 및 초당 3knot이하의 감속에서 실속 경고(실속 경고장치 작동)	
	a) 착륙 형상	60 - 90knots; 경사 ±5°
	b) 순수 형상	착륙 형상 속도 +10 - 20 percent
2.c.9.b.	장주기 동역학	30 - 60초의 주기를 갖는 장주기여야 한다. 2사이클 이내에서 1/2 또는 2배의 진폭에 도달하지 못할 수 있다.
2.d.	측면 방향 시험	
2.d.2.	롤 응답(율) 롤 속도는 최소 30도의 롤을 통해서 측정되어야 한다. 에일러론 조종은 최대 이동의 1/3(33.3%)로 전개되어야 한다.	초당 4° - 25°의 롤 속도가 되어야 한다.
2.d.4.c.	나선 안정성 순항 형상 및 정상 순항 대기속도. 20° - 30°의 경사가 되도록 설정하여야 한다. 안정되면, 에일러론 컨트롤을 중립으로하고 해제하여야 한다. 양쪽 선회 방향에 대하여 완료되어야 한다.	20초 후 초기 경사각(±5°)
2.d.6.b.	러더 응답 최대 러더 편향의 25%를 사용하여야 한다.(접근 또는 착륙 형상에 적용가능)	3 - 6 degree /second yaw rate
2.d.8.	안정된 상태의 사이드슬립	2 - 10 degree of bank

소형, 단발 엔진(터보-프로펠러) 비행기		
QPS Requirement		
Applicable Test		승인된 성능 범위
번호	제목 및 절차	
	러더 편향의 50%를 사용하여야 한다.(접근 또는 착륙 형상에 적용가능)	4 - 10 degree of sideslip 2 - 10 degree of aileron
6.	FTD 시스템 응답 시간	
6.a.	갑작스러운 조종사 컨트롤러 입력에 대한 비행조종실 계기 시스템 응답, 각 축(pitch, roll, yaw)에 대하여 한 번의 시험이 요구된다.	300ms 이하

[표 6-5] 5등급 비행훈련장치에 대체 데이터소스(Alternative Data Source)

다발 엔진(터보-프로펠러) 비행기		
QPS Requirement		
Applicable Test		승인된 성능 범위
번호	제목 및 절차	
1.	성능	
1.c	상승	
1.c.1.	최적 상승률 대기속도에서 공칭 총 중량에서의 정상 상승	상승 대기속도 = 120 - 140knots 상승률 = 1000 - 3000fpm(5 - 15m/sec)
1.f.	엔진	
1.f.1.	가속; 아이들(Idle)에서 이륙 동력	2 - 6 Seconds
1.f.2.	감속: 이륙 동력에서 아이들(Idle)	1 - 5 seconds
2.	조종 품질	
2.c.	세로방향 시험	
2.c.1.	동력 변경 힘	
	a) 필요한 동력으로 정상 순항 대기속도의 약 80%에서 직선 및 수평 비행을 위한 트림, 비행 아이들로 동력을 줄여야 한다. 트림 또는 형상을 변경하지 말아야 하며, 안정된 후 원래의 대기속도를 유지하는데 필요한 조종력을 기록하여야 한다.	8lbs(3.5daN) of Push force to 8lbs(3.5daN) of Pull force
	또는	
	b) 필요한 동력으로 정상 순항 대기속도의 약 80%에서 직선 및 수평비행을 위한 트림, 최대 설정으로 동력을 추가하여야 한다. 트림 또는 형상을 변경하지 말아야 하며, 안정된 후 원래의 대기속도를 유지하는데 필요한 조종력을 기록하여야 한다.	12 - 22lbs(5.3 - 9.7daN) of force(Pull)
2.c.2.	플랩/슬랫 변경 힘	
	a) 플랩이 전개되는 대기속도 범위내에서 일정한 대기속도로 플랩을 완전하게 접으면서 직선 및 수평비행을 위한 트림, 트림 또는 동력을 수정하지 말아야 한다. 플랩을 전체 플랩 이동의 약 50%까지 전개하여야 하며, 안정된 후 원래의 대기속도를 유지하는데 필요한 조종간 힘을 기록하여야 한다.	5 - 15lbs(2.2 - 6.6daN) of force(Push)
	또는	
	b) 플랩이 전개된 대기속도 범위내에서 일정한 대기속도에서 전체 플랩 이동의	5 - 15lbs(2.2 - 6.6daN) of force(Pull)

다발 엔진(터보-프로펠러) 비행기		
QPS Requirement		
Applicable Test		승인된 성능 범위
번호	제목 및 절차	
	약 50%로 플랩을 전개하고 직선 및 수평비행을 위한 트림, 트림 또는 동력을 수정하지 말아야 한다. 플랩을 0까지 접어야 하며, 안정된 후 원래의 대기속도를 유지하는데 필요한 조종간 힘을 기록하여야 한다.	
2.c.4.	기어 변경 힘	
	a) 랜딩기어가 내려진 대기속도 범위내 일정한 대기속도에서 랜딩기어를 올리면서 직진 및 수평비행을 위한 트림, 트림 또는 동력을 수정하지 말아야 한다. 랜딩기어를 내려야 하며, 안정된 후 원래 대기속도를 유지하는데 필요한 조종간 힘을 기록하여야 한다.	2 - 12lbs(0.88 - 5.3daN) of force(Push)
	또는	
	b) 랜딩기어가 내려진 대기속도 범위내 일정한 대기속도에서 랜딩기어를 내리면서 직진 및 수평비행을 위한 트림, 트림 또는 동력을 수정하지 말아야 한다. 랜딩기어를 접어야 하며, 안정된 후 원래 대기속도를 유지하는데 필요한 조종간 힘을 기록하여야 한다.	2 - 12lbs(0.88 - 5.3daN) of force(Pull)
2.c.5.	세로 방향 트림	다음의 형상(순항, 접근 및 착륙)의 각각에 대하여 세로방향 조종간 힘을 “0”으로 트림할 수 있어야 한다.
2.c.7.	세로 방향 정적 안정성	정적 안정성이 확보되어야 한다.
2.c.8.	공칭 총 중량, 수평비행 및 초당 3knot 이하의 감속에서 실속 경고(실속 경고장치 작동)	
	a) 착륙 형상	80 - 100 knots; 경사 ±5°
	b) 순수 형상	착륙 형상 속도 + 10 - 20 percent
2.c.9.b.	장주기 동역학	30 - 60초의 주기를 갖는 장주기여야 한다. 2사이클 이내에서 1/2 또는 2배의 진폭에 도달하지 못할 수 있다.
2.d.	측면 방향 시험	
2.d.2.	**롤 응답(율)** 롤 속도는 최소 30도의 롤을 통해서 측정되어야 한다. 에일러론 조종은 최대 이동의 1/3(33.3%)로 전개되어야 한다.	초당 4° - 25°의 롤 속도가 되어야 한다.

다발 엔진(터보-프로펠러) 비행기		
QPS Requirement		
Applicable Test		승인된 성능 범위
번호	제목 및 절차	
2.d.4.c.	**나선 안정성** 순항 형상 및 정상 순항 대기속도, 20° - 30°의 경사가 되도록 설정하여야 한다. 안정되면, 에일러론 컨트롤을 중립으로하고 해제하여야 하며, 양쪽 선회 방향에 대하여 완료되어야 한다.	20초 후 초기 경사각(±5°)
2.d.6.b.	**러더 응답** 최대 러더 편향의 25%를 사용하여야 한다.(접근 또는 착륙 형상에 적용가능)	3 - 6 degree / second yaw rate
2.d.8.	**안정된 상태의 사이드슬립** 러더 편향의 50%를 사용하여야 한다.(접근 또는 착륙 형상에 적용가능)	2 - 10 degree of bank 4 - 10 degree of sideslip 2 -10 degree of aileron
6.	FTD 시스템 응답 시간	
6.a.	갑작스러운 조종사 컨트롤러 입력에 대한 비행조종실 계기 시스템 응답, 각 축(pitch, roll, yaw)에 대하여 한 번의 시험이 요구된다.	300ms 이하

4. 6등급 비행훈련장치에 대한 객관적 점검

가. 운영자는 대체 데이터소스, 절차 및 계기를 사용하지 않아도 된다. 그러나 [표 6-6]에 기술된 대체 데이터소스, 절차 및 계기 중 하나 또는 그 이상을 선택적으로 사용할 수 있다.

나. 숙련된 비행훈련장치 제작자들은 실제 시험비행 데이터의 이용을 기다리는 동안 새로운 비행훈련장치 구성을 위해 데이터 베이스를 구축하는 수단으로서 그러한 기법을 사용하는 것이 표준 관행이 되고 있다. 그리고, 새로운 비행시험 데이터와 신규 데이터를 비교한다. 이러한 비교의 결과는 일부 인정되고 경험이 많은 시뮬레이션 전문가들에 의해 보고된 바에 따라 일관성이 증대대고, 적절한 경험을 적용한 이러한 기법들은 6등급 FTD에 사용할 공기역학적 모델 개발에 신뢰할 만한 정확도가 있음을 나타낸다.

다. 이러한 이력을 검토하면서, 검사관은 적절한 주의를 기울이면, FTD 적용을 위한 공기역학적 모델의 개발에 경험이 있는 사람들이 비행시험 데이터를 획득할 수 있는 방법을 변경하기 위하여 이러한 모델링 기법들을 성공적으로 사용할 수 있으며, 6등급 FTD에 적용하는 경우 해당 시뮬레이터의 품질에 영향을 주지 않을 것이다.

라. 아래 표는 6등급 비행훈련장치 모델링 및 유효성 검사에 대한 대체 데이터소스로 제시되었다. 이는 정통적인 모델링 및 검증 데이터 수집방안으로 사용되는 시험비행에서 발견된 절차와 계측에 대해서도 적용된다.

(1) 데이터 요건의 일부 또는 전체에 사용된 대체 데이터소스에는 비행기 정비교범, 비행기 비행교범(AFM), 비행기 설계 데이터, 형식 검사 보고서(TIR), 인증 데이터 또는 인정된 보충 시험비행 데이터 등이 있다.

(2) [표 6-6]에 설명된 대체 계측을 이용할 경우, 비행시험 또는 데이터 수집을 하기 전에 검사관과 협의하여야 한다.

마. 대체 데이터소스, 절차 및 계측과 관련하여, 기본적으로 3가지 주요 전제조건과 객관적인 데이터 및 비행훈련장치 공기역학 프로그램 모델링에 대한 추정에 기초하고 있다.

(1) 대체 수단을 통해 수집된 데이터는 모든 비행시험에 대하여 받음각(AOA) 측정 또는 조종면 위치 측정은 요구되지 않는다. 받음각은 시험비행 프로그램이 허용 가능한 수준(Acceptable Level), 가속되지 않은(Unaccelerated), 트림 비행(Trimmed Flight) 데이터의 수집을 보장한다면 충분히 도출될 수 있다. 받음각은 3가지 기본적인 트림 비행제어 시험을 통해 검증될 수 있다. 이 때 해당 비행훈련장치의 시험 시간이력은

고도, 무가속상태, 트림 비행에서 시작되어야 하며 그 결과는 비행시험 피치각과 비교해야 한다.

(2) 제어시스템 모델은 면밀하게 정의되고, 완전하게 구현되어야 한다. 또한 실제 항공기 측정치에서 결정되는 정확한 연동 및 케이블 확장 특성(해당될 경우)도 포함되어야 한다. 이러한 모델의 경우, 6등급 비행훈련장치에 대한 비행시험의 객관적 데이터로 조종면 위치 측정은 요구되지 않는다.

바. 이러한 대체 데이터소스, 절차 및 계측을 활용한다고 해도 해당 운영자는 6등급 비행훈련장치와 관련하여 본 문서에 포함된 정보에 유념해서 규정에 부합하도록 해야 한다.

[표 6-6] 6등급 비행훈련장치에 대체 데이터소스(Alternative Data Source)

QPS Requirements		정보
Objective Test Reference Number and Title	Alternative Data Sources, Procedures, and Instrumentation	참고사항
1.b.1. 성능 이륙 지상 가속 시간	데이터는 스톱워치 및 교정된 비행기 대기속도 지시기와 동기화된 비디오 녹화를 통해 획득될 수 있다. 비행 조건과 비행기 형상은 수기로 기록한다.	이 시험은 RTO(이륙중단)이 요구되는 경우에만 필요하다.
1.b.7. 성능 이륙 이륙중단	데이터는 스톱워치 및 교정된 비행기 대기속도 지시기와 동기화된 비디오 녹화를 통해 획득될 수 있다. 비행 조건과 비행기 형상은 수기로 기록한다.	이 시험은 RTO(이륙중단)이 요구되는 경우에만 필요하다.
1.c.1. 성능 상승 모든 엔진이 작동하는 정상 상승	데이터는 상승 범위 전체에 걸쳐 교정된 비행기 계기와 엔진 동력의 동기화된 비디오로 획득될 수 있다.	
1.f.1. 성능 엔진 가속	데이터는 엔진 계기 및 스로틀 위치의 동기화된 비디오로 획득될 수 있다.	
1.f.2. 성능 엔진 감속	데이터는 엔진 계기 및 스로틀 위치의 동기화된 비디오로 획득될 수 있다.	
2.a.1.a. 조종 품질 정적 조종 시험 피치 컨트롤러 위치 vs 힘 및 표면 위치 조정	표면 위치 데이터는 비행 데이터 기록장치(FDR) 센서 또는 FDR 센서가 없는 경우 지상에서 조종면 분도기를 사용하여 검사관이 인정할 수 있는 중요한 조종간 위치(중요한 조종간 위치 데이터 지점을 포함)를 선택하여 획득될 수 있다. 힘 데이터는 동일한 조종간 위치 데이터 지점에서 수동 힘 게이지를 사용하여 획득될 수 있다.	가역 조종 시스템이 있는 비행기의 경우, 표면 위치 데이터 획득은 5kts 미만의 바람에서 수행되어야 한다.
2.a.2.a. 조종 품질 정적 조종 시험 휠 위치 vs 힘 및 표면 위치 조정	표면 위치 데이터는 비행 데이터 기록장치(FDR) 센서 또는 FDR 센서가 없는 경우 지상에서 조종면 분도기를 사용하여 검사관이 인정할 수 있는 중요한 휠 위치(중요한 휠 위치 데이터 지점을 포함)를 선택하여 획득될 수 있다. 힘 데이터는 동일한 휠 위치 데이터 지점에서 수동 힘 게이지를 사용하여 획득될 수 있다.	가역 조종 시스템이 있는 비행기의 경우, 표면 위치 데이터 획득은 5kts 미만의 바람에서 수행되어야 한다.
2.a.3.a. 조종 품질	표면 위치 데이터는 비행 데이터 기록장치(FDR) 센서 또는 FDR 센서가 없는	가역 조종 시스템이 있는 비행기의

QPS Requirements		정보
Objective Test Reference Number and Title	Alternative Data Sources, Procedures, and Instrumentation	참고사항
정적 조종 시험 러더 페달 위치 vs 힘 및 표면 위치 조정	경우 지상에서 조종면 분도기를 사용하여 검사관이 인정할 수 있는 중요한 러더 페달 위치(중요한 러더 페달 위치 데이터 지점을 포함)를 선택하여 획득될 수 있다. 힘 데이터는 동일한 러더 페달 위치 데이터 지점에서 수동 힘 게이지를 사용하여 획득될 수 있다.	경우, 표면 위치 데이터 획득은 5kts 미만의 바람에서 수행되어야 한다.
2.a.4. 조종 품질 정적 조종 시험 노즈휠 스티어링 힘	Breakout 데이터는 수동 힘 게이지로 획득할 수 있다. 정지하기 위한 잔여 힘은 힘 게이지와 분도기가 최대 변위 능력의 최소 25%에서 Breakout 후 힘을 측정하는데 사용되는 경우 계산될 수 있다.	
2.a.5. 조종 품질 정적 조종 시험 러더 페달 스티어링 조정	데이터는 노즈휠 위치에 대해 설계 데이터와 함께 러더 페달의 힘 패드와 페달 위치 측정장치의 사용을 통해 획득될 수 있다.	
2.a.6. 조종 품질 정적 조종 시험 피치 트림 지시기 vs 표면 위치 조정	데이터는 계산을 통해 획득될 수 있다.	
2.a.8. 조종 품질 정적 조종 시험 동력 레버 각도 vs 선택된 엔진 파라미터(예 ; EPR, N1, Torque, Manifold pressure)의 정렬	데이터는 스로틀 위치를 문서화하기 위하여 임시 스로틀 사분면 스케일을 사용하여 획득될 수 있다. 정상 상태 계기 판독값을 기록하기 위하여 동기화된 비디오를 사용하거나 정상 상태 엔진 파라미터 판독 값을 수기로 기록하여야 한다.	
2.a.9. 조종 품질 정적 조종 시험 브레이크 페달 위치 vs 힘	설계 또는 예측 데이터의 사용은 허용된다. 데이터는 “0” 및 “최대” 편향을 측정함으로써 획득될 수 있다.	
2.c.1. 조종 품질 세로 방향 조종 시험 동력 변경 힘	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기, 스로틀 위치 및 조종실 조종간의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용함으로써 획득될 수 있다.	동력 변경 역학 시험은 동일한 데이터 획득 방법 사용 시 인정될 수 있다.
2.c.2. 조종 품질 세로 방향 조종 시험	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기, 플랩/슬랫 위치 및 조종실 조종간의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를	플랩/슬랫 변경 역학 시험은 동일한 데이터 획득 방법

QPS Requirements		정보
Objective Test Reference Number and Title	Alternative Data Sources, Procedures, and Instrumentation	참고사항
플랩/슬랫 변경 힘	사용함으로써 획득될 수 있다.	사용 시 인정될 수 있다.
2.c.4. 조종 품질 세로 방향 조종 시험 기어 변경 힘	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기, 기어 위치 및 조종실 조종간의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용함으로써 획득될 수 있다.	기어 변경 역학 시험은 동일한 데이터 획득 방법 사용 시 인정될 수 있다.
2.c.5. 조종 품질 세로 방향 조종 시험 세로 방향 트림	데이터는 관성 측정 시스템 및 비행 조종실 조종간 위치(이전에 관련 표면 위치를 나타내도록 교정되었음) 및 엔진 계기 판독값의 동기화된 비디오를 사용함으로써 획득될 수 있다.	
2.c.6. 조종 품질 세로 방향 조종 시험 세로 방향 기동 안정성(Stick force/G)	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기, 자세 지시기에 부착된 임시, 고해상도의 경사각 스케일 그리고 휠 및 조종간 힘 측정 지시기의 동기화된 비디오를 사용함으로써 획득될 수 있다.	
2.c.7. 조종 품질 세로 방향 조종 시험 세로 방향 정적 안정성	데이터는 비행기 계기 및 수동 힘 게이지의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.c.8. 조종 품질 세로 방향 조종 시험 실속 경고(실속 경고 장치의 작동)	데이터는 스톱워치 및 교정된 비행기 대기속도 지시기의 동기화된 비디오를 사용함으로써 획득될 수 있다. 비행 조건과 비행기 형상은 수기로 기록하여야 한다.	대기속도는 TIR 및 AFM으로 교차 점검될 수 있다.
2.c.9.a. 조종 품질 세로 방향 조종 시험 장주기 동력학	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기 및 조종실 조종간의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용함으로써 획득될 수 있다.	
2.c.10. 조종 품질 세로 방향 조종 시험 단주기 동력학	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기 및 조종실 조종간의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용함으로써 획득될 수 있다.	
2.c.11. 조종 품질 세로 방향 조종 시험 기어 및 플랩/슬랫 작동 시간	SOC와 함께 설계 데이터, 생산비행시험 일정 또는 정비 사양서를 사용할 수 있다.	
2.d.2. 조종 품질 가로 방향 조종 시험	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기 및 조종실 가로방향 조종간의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용함으로써	

QPS Requirements		정보
Objective Test Reference Number and Title	Alternative Data Sources, Procedures, and Instrumentation	참고사항
롤 응답(율)	획득될 수 있다.	
2.d.3. 조종 품질 가로 방향 조종 시험 (a) 롤 오버슈트 또는 (b) 조종실 롤 조종장치 스텝 입력에 대한 롤 응답	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기 및 조종실 가로방향 조종간의 힘/위치 측정의 동기화된 비디오를 사용함으로써 획득될 수 있다.	
2.d.4. 조종 품질 가로 방향 조종 시험 나선 안정성	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기의 동기화된 비디오, 조종실 조종간의 힘/위치 측정 및 스톱워치를 사용함으로써 획득될 수 있다.	
2.d.6.a. 조종 품질 가로 방향 조종 시험 러더 응답	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기의 동기화된 비디오, 러더 페달의 힘/위치 측정을 사용함으로써 획득될 수 있다.	
2.d.7. 조종 품질 가로 방향 조종 시험 더치 롤(Yaw damper OFF)	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기 및 비행 조종실 조종간의 힘/위치 특정의 동기화된 비디오를 사용함으로써 획득될 수 있다.	
2.d.8. 조종 품질 가로 방향 조종 시험 안정된 상태의 사이드슬립	데이터는 관성 측정 시스템 및 교정된 비행기 계기 및 비행 조종실 조종간의 힘/위치 특정의 동기화된 비디오를 사용함으로써 획득될 수 있다.	

[별표 7]

비행기 - 비행훈련장치 인증성능기준(정성적 기준)
(Airplane - Flight Training Device QPS - Subjective Evaluation)

논의사항

가. 주관적 평가는 일반적인 활용 기간에 걸쳐 작동하는 FTD의 능력을 평가하는 기준을 제공한다. 기능 및 주관적 평가표에 열거된 항목들은 해당 비행훈련장치가 요구되는 각각의 기동, 절차 또는 요목을 완전하게 묘사하는지 결정하고 FTD 제어, 계기 및 시스템의 정확한 작동 여부를 검증하는 데 사용된다. 점검항목은 SOQ에 기술된 또는 국토교통부에서 승인한 대로 해당 비행훈련장치 등급의 운용범위를 제한하거나 초과해서는 안 되며, 후속 절의 모든 항목들이 검사되어야 한다.

나. 모든 모의 비행기 시스템 기능은 정상 및 해당하는 경우 대체 운항에 대하여 평가되어야 한다. 모의 비행기 시스템은 시스템 점검에 대하여 적절한 주의를 보장하기 위하여 ”모든 비행단계“에 별도로 나열되어 있다. 작동 항법 시스템(관성 항법 시스템, 위성 위치 확인 시스템 또는 기타 장거리 시스템 포함) 및 관련 전자 디스플레이 시스템이 장착된 경우 평가되어야 한다. 운영자는 검사관에게 제출하는 보고서에 시스템 운용 및 해당 시스템의 한계 사항에 관한 내용을 포함해야 한다.

다. 요청이 있을 경우, 검사관은 기능 및 주관적 평가가 진행되는 동안 훈련프로그램의 특정 항목과 연계하여 평가할 수 있다. 이러한 평가 시 특정 운용(예; 노선훈련(LOFT)) 또는 해당 훈련프로그램에서 특별히 강조되는 항목이 포함될 수 있다. 지정등급과 직접적으로 관련되지 않는 한 평가 결과는 해당 비행훈련장치의 인증에 영향을 주지 않는다.

[표 7-1] 6등급 FTD의 기능 및 주관적인 시험 표

QPS Requirements	
번호	작동 요목
이 표의 요목은 SOQ 구성 목록에 표시된 바에 따라 시뮬레이션된 비행기 시스템 또는 시스템에 대하여 적합한 경우 평가 대상이 된다.	
1. 비행전	
	모든 조종사 및 교관 좌석에서 모든 설치된 스위치, 지시기, 시스템 및 장비의 기능 점검을 수행하고, 비행 조종실(또는 조종실 구역) 설계 및 기능들이 해당 비행기를 복제하는지를 판단하여야 한다.
2. 지상 운항(이륙 전)	
2.a.	엔진 시동
2.a.1.	정상 시동
2.a.2.	대체 절차 시동
2.a.3.	비정상 절차 시동 / 셧 다운
2.b.	푸쉬백 / 파워백(파워백은 시각 시스템 필요)
3. 이륙	
3.a.	계기 이륙
3.a.1	엔진 점검(예; 엔진 파라미터 관계, 프로펠러/혼합기(Mixture) 컨트롤)
3.a.2.	가속 특성
3.a.3.	노즈휠 / 러더 스티어링
3.a.4.	랜딩 기어, 날개 플랩, 리딩 엣지 기기 작동
3.b.	이륙 중단
3.b.1.	감속 특성
3.b.2.	브레이크 / 엔진 역추력장치 / 지상에서의 스포일러 작동
3.b.3.	노즈휠 / 러더 스티어링
4. 비행 중 운항	
4.a.	정상 상승
4.b.	순항
4.b.1.	성능 특성(속도 vs. 동력) 시연
4.b.2.	정상 선회
4.b.3.	고고도 조종 시연
4.b.4.	고속 조종/과속 경고 시연
4.b.5.	조종 및 트립에 대한 마하효과 시연
4.b.6.	급선회
4.b.7.	비행 중 엔진 정지(Procedures only)
4.b.8.	비행 중 엔진 재시동(Procedures only)
4.b.9.	독특한 비행 특성
4.b.10.	비행 조종 동력 손실에 대한 응답
4.b.11.	기타 비행 조종 시스템 고장 모드에 대한 응답
4.b.12.	결빙 조건에서의 운항
4.b.13.	동체/엔진 결빙 효과
4.c.	기타 비행 단계

QPS Requirements	
번호	작동 요목
4.c.1.	다음 형상에서의 실속 접근
4.c.1.a.	순항
4.c.1.b.	이륙 또는 접근
4.c.1.c.	착륙
4.c.2.	다음 형상에서의 고 받음각 기동
4.c.2.a.	순항
4.c.2.b.	이륙 또는 접근
4.c.2.c.	착륙
4.c.3.	저속 비행
4.c.4.	대기
5. 접근	
5.a.	비정밀계기 접근
5.a.1.	해당하는 경우, 자동조종 및 오토스로틀 사용
5.a.2.	해당하는 경우, 자동조종 및 오토스로틀 미사용
5.a.3.	10 knot 배풍
5.a.4.	10 knot 측풍
5.b.	정밀계기 접근
5.b.1.	해당하는 경우, 자동조종, 오토스로틀 및 자동착륙 사용
5.b.2.	해당하는 경우, 자동조종, 오토스로틀 및 자동착륙 미사용
5.b.3.	10 knot 배풍
5. b.4.	10 knot 측풍
6. 실패 접근	
6.a.	수동 조종
6.b.	자동 조종(적용 가능한 경우)
7. 기타 비행단계(해당하는 경우)	
7.a.	정상 시스템 작동(장착된 시스템)
7.b.	비정상/비상 시스템 작동(장착된 시스템)
7.c.	플랩 작동
7.d.	랜딩 기어 작동
7.e.	엔진 셧다운 및 파킹
7.e.1.	시스템 작동
7.e.2.	파킹 브레이크 작동
8. 교관 조종석(IOS) – 이 섹션의 기능은 비행기 및/또는 특정 FTD에 장착된 경우에만 평가 대상이 된다.	
8.a.	전원 스위치
8.b.	비행 조건
8.b.1.	총중량, 무게중심 및 연료탑재 및 분배
8.b.2.	비행기 시스템 상태
8.b.3.	지상근무자(Ground Crew) 기능(예, 외부 동력, 푸쉬백)
8.c.	공항
8.c.1.	선택

QPS Requirements	
번호	작동 요목
8.c.2.	활주로 선택
8.c.3.	사전설정 위치 (예 ; Ramp, Over FAF)
8.d.	환경 통제
8.d.1.	온도
8.d.2.	기후 조건 (예 ; 결빙, 강우)
8.d.3.	풍속 및 풍향
8.e.	비행기 시스템 기능불량
8.e.1.	삽입 / 삭제
8.e.2.	문제 해결
8.f.	Locks, Freezes 및 Repositioning
8.f.1.	문제(All) Freezes / 해제
8.f.2.	위치(지리적) Freezes / 해제
8.f.3.	위치변경(위치, Freezes 및 해제)
8.f.4.	지상 속도 조절
8.f.5.	원격 IOS (설치된 경우)
9. 음향 조절(켜기 / 끄기 / 조정)	
10. 적재 시스템 관리(켜기 / 끄기 / 비상 정지) - 해당하는 경우에 한한다.	
11. 관측 좌석	
11.a.	위치
11.b.	조정

[표 7-2] 5등급 FTD의 기능 및 주관적인 시험 표

QPS Requirements	
번호	작동 요목 이 표의 요목은 SOQ 구성 목록에 표시된 바에 따라 시뮬레이션된 비행기 시스템 또는 시스템에 대하여 적합한 경우 평가 대상이 된다.
1. 비행 전	
	모든 조종사 및 교관 좌석에서 모든 설치된 스위치, 지시기, 시스템 및 장비의 기능 점검을 수행하고, 비행 조종실(또는 조종실 구역) 설계 및 기능들이 해당 비행기를 복제하는지를 판단하여야 한다.
2. 지상 운항(이륙 전)	
2.a.	엔진 시동(설치된 경우)
2.a.1.	정상 시동
2.a.2.	대체 절차 시동
2.a.3.	비정상 절차 시동 / 셧 다운
3. 비행 중 운항	
3.a.	정상 상승
3.b.	순항
3.b.1.	성능 특성(속도 vs 동력)
3.b.2.	정상 선회
3.c.	정상 강하
4. 접근	
4.a.	결합된 계기접근 기동(설치된 시스템에 적용가능한 경우)
5. 기타 비행 단계	
5.a.	정상 시스템 작동(장착된 시스템)
5.b.	비정상/비상 시스템 작동(장착된 시스템)
5.c.	플랩 작동
5.d.	랜딩 기어 작동
5.e.	엔진 셧다운 및 파킹(장착된 경우)
5.e.1.	시스템 작동
5.e.2.	파킹 브레이크 작동
6. 교관 조종석(IOS)	
6.a.	전원 스위치
6.b.	사전설정 위치 - 지상, 공중
6.c.	비행기 시스템 기능불량(설치된 시스템)
6.c.1.	삽입 / 삭제
6.c.2.	문제 해결

[표 7-3] 4등급 FTD의 기능 및 주관적인 시험 표

QPS Requirements	
번호	**작동 요목** 이 표의 요목은 SOQ 구성 목록에 표시된 바에 따라 시뮬레이션된 비행기 시스템 또는 시스템에 대하여 적합한 경우 평가 대상이 된다.
1.	4등급 FTD는 최소 하나 이상의 작동 시스템이 있어야 한다. 모든 조종사 및 교관 좌석에서 모든 설치된 시스템, 스위치, 지시기의 기능 점검을 수행하고, 비행 조종실(또는 조종실 구역) 설계 및 기능들이 해당 비행기를 복제하는지를 판단하여야 한다.

[표 7-4] 7등급 FTD의 기능 및 주관적인 시험 표

QPS Requirements	
번호	작동 요목
	이 표의 요목은 SOQ 구성 목록에 표시된 바에 따라 시뮬레이션된 비행기에 대하여 적합한 경우 평가 대상이 된다.
1.	비행 준비
1.a.	비행전 – 모든 조종사 및 교관 좌석에서 모든 스위치, 지시기, 시스템 및 장비의 기능 점검을 수행하고, 다음을 판단하여야 한다.
1.a.1	조종실 설계 및 기능이 시뮬레이션된 비행기의 것과 동일하다.
2.	지상 운항(비행전)
2.a.	엔진 시동
2.a.1.	정상 시동
2.a.2.	대체 시동 절차
2.a.3.	비정상 시동 및 셧다운 (예 ; Hot/hung start, Tail pipe fire)
2.b.	지상활주
2.b.1	푸쉬백/파워백
2.b.2.	역추력 응답
2.b.3.	동력 레버 마찰
2.b.4.	지상 조종
2.b.5.	보류(Reserved)
2.b.6.	지상활주 보조물 (예; Taxi camera, Moving map)
2.b.7.	저시정 (예; Taxi route, signage, lighting, markings, etc.)
2.c.	브레이크 작동
2.c.1.	브레이크 작동(정상 및 대체/비상)
2.c.2.	브레이크 페이드(해당하는 경우)
3.	이륙
3.a.	정상
3.a.1.	런업을 포함한 비행기/엔진 파라미터 관계
3.a.2.	노즈휠 및 러더 스티어링
3.a.3.	측풍(최대 입증 및 돌풍 측풍)
3.a.4.	특별 성능
3.a.4.a	감소된 V_1
3.a.4.b	최대 엔진 감속율
3.a.4.c	매끄러운 표면
3.a.4.d	단거리 비행장 / 단거리 이륙 및 착륙(STOL) 운항
3.a.4.e	장애물(시각적 장애물에 대한 성능)
3.a.5.	저시정 이륙
3.a.6.	랜딩기어, 날개 플랩 전단 장치 작동
3.a.7.	오염된 활주로 운항
3.b.	비정상/비상
3.b.1.	이륙 중단
3.b.2.	중단된 특별 성능 (예; 감소된 V_1, 최대 감속율, 단거리 비행장 운항)

QPS Requirements	
번호	작동 요목
3.b.3.	오염된 활주로에서의 이륙 중단
3.b.4.	다음의 지점에서 추진시스템 기능불량(항공기 성능 및 조종에 대한 원인, 증상, 인지 및 효과의 분석 가능)에서의 이륙 (1) V_1 결정속도 전 (2) V_1과 V_r (전환 속도) 사이 (3) V_r과 지면 위 500 feet 사이
3.b.5.	비행 조종 시스템 고장, 형상변경 모드, 수동 복귀 및 관련 조종
4.	상승
4.a.	정상
4.b.	하나 이상의 엔진 부작동
4.c.	결빙상태에서 접근 상승(For airplanes with icing accountability)
5.	순항
5.a.	성능 특성 (예; Speed vs power, configuration, attitude)
5.a.1.	직진 및 수평 비행
5.a.2.	대기속도 변경
5.a.3.	고고도 조종
5.a.4.	높은 마하수에서 조종(Mach tuck, Mach buffet) 및 회복(trim change)
5.a.5.	과속 경고(In excess of V_{mo} or M_{mo})
5.a.6.	높은 지시대기속도(IAS) 조종
5.b.	기동
5.b.1.	높은 받음각
5.b.1.a.	자동비행시스템 및 실속 보호 시스템의 반응을 포함하는 높은 받음각, 실속 접근, 실속 경고 및 실속 버펫(Take-off, cruise, approach, and landing configuration)
5.b.1.b.	보류(Reserved)
5.b.2.	저속 비행
5.b.3.	보류(Reserved)
5.b.4.	비행 영역 보호 (예; 높은 받음각, 경사제한, 과속 등)
5.b.5.	선회(스피드브레이크/스포일러 전개 사용 또는 미사용)
5.b.6.	정상 및 표준 선회율
5.b.7.	급선회
5.b.8.	성능 선회
5.b.9.	비행 중 엔진 정지 및 재시동(Assisted and windmill)
5.b.10.	해당하는 경우, 하나 이상의 엔진 부작동 시 기동
5.b.11.	특별한 비행 성능 (예; direct lift control)
5.b.12.	비행 조종 시스템 고장, 형상변경 모드, 수동 복귀 및 관련 조종
5.b.13.	강제 착륙을 위한 활공
5.b.14.	다음(항공기 형식 및 훈련 프로그램에 해당하는 경우)에 대해 시각적 해상도 및 FSTD 조종 및 성능
5.b.14.a.	강제 착륙 지연 선택을 위한 장애물 정확도
5.b.14.b.	VFR 항법을 위한 장애물 정확도
5.b.14.c.	Eights on pylons(visual resolution)

QPS Requirements	
번호	작동 요목
5.b.14.d.	지점에 대한 선회
5.b.14.e.	도로 또는 구역 라인에 대한 S자 선회
6.	강하
6.a.	정상
6.b.	최대 비율 / 비상 (예; Clean and with speedbrake 등)
6.c.	자동조종 사용
6.d.	비행 조종 시스템 고장, 형상변경 모드, 수동 복귀 및 관련 조종
7.	계기접근 및 착륙 모의 비행기 형식과 관련된 계기접근 및 착륙은 다음의 목록에서 선택된다. 일부 시험은 윈드시어 상태 하에서 제한된 풍속에서 이뤄지며 비행 지시계의 고장을 포함한다. 표준운항절차에서 비정밀 접근을 위한 자동조종을 사용하는 경우 자동조종에 대한 평가가 포함된다.
7.a.	정밀접근
7.a.1.	고시된 CAT I 접근
7.a.1.a.	착륙을 포함한 수동 접근(비행 지시기 사용/미사용)
7.a.1.b.	자동조종/오토스로틀이 결합된 접근 및 수동 착륙
7.a.1.c.	자동조종/오토스로틀이 결합된 접근, 엔진 부작동
7.a.1.d.	수동 접근, 엔진 부작동
7.a.1.e.	HUD/EFVS
7.a.2.	고시된 CAT II 접근
7.a.2.a.	DH까지 자동조종/오토스로틀이 결합된 접근 및 착륙(수동 및 자동착륙)
7.a.2.b.	DH까지 하나의 엔진이 부작동하고 자동조종/오토스로틀이 결합된 접근 및 복행(수동 및 자동조종)
7.a.2.c.	HUD/EFVS
7.a.3.	고시된 CAT III 접근
7.a.3.a.	착륙까지 자동조종/오토스로틀이 결합된 접근 및 롤 아웃(해당하는 경우) 안내(수동 및 자동착륙)
7.a.3.b.	DH까지 자동조종/오토스로틀이 결합된 접근 및 복행(수동 및 자동조종)
7.a.3.c.	착륙까지 자동조종/오토스로틀이 결합된 접근 및 하나의 엔진이 부작동하는 상태에서 롤 아웃(해당하는 경우) 안내(수동 및 자동착륙)
7.a.3.d.	DH까지 자동조종/오토스로틀이 결합된 접근 및 하나의 엔진이 부작동하는 상태에서 복행(수동 및 자동조종)
7.a.3.e.	HUD/EFVS
7.a.4.	자동조종/오토스로틀이 결합된 접근(착륙까지 또는 복행까지)
7.a.4.a.	발전기 고장
7.a.4.b.1.	인증 또는 허가된 최대 배풍 구성요소
7.a.4.b.2.	보류(Reserved)
7.a.4.c.1.	입증 또는 허가된 최대 측풍 구성요소
7.a.4.c.2.	보류(Reserved)
7.a..5	PAR 접근, 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동
7.a.6.	MLS, GBAS 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동
7.b.	비정밀 접근

QPS Requirements	
번호	작동 요목
7.b.1.	감시 레이더 접근, 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동
7.b.2.	NDB 접근, 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동
7.b.3.	VOR, VOR/DME, TACAN 접근, 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동
7.b.4.	RNAV / RNP / GNSS(RNP at nominal and minimum authorized temperatures) 접근, 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동
7.b.5.	ILS LLZ (LOC), LLZ back course(or LOC-BC) 접근, 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동
7.b.6.	ILS offset 로컬라이저 접근, 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동
7.c.	수직 유도(APV) 접근 절차 (예; SBAS, flight path vector)
7.c.1.	APV/baro-VNAV 접근, 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동
7.c.2.	SBAS에 기반한 지역항행(RNAV) 접근절차, 모든 엔진 작동 및 하나 이상의 엔진 부작동
8.	**시계접근(시계 구역) 및 착륙** 해당 규정에 따라 특별한 접근절차를 완료할 수 있는 시각 시스템을 갖춘 비행 시뮬레이터는 해당 접근 절차에 대하여 승인을 받을 수 있다.
8.a.	기동, 정상 접근 및 착륙, 모든 엔진 작동(시각적 접근 보조 안내 사용/미사용)
8.b.	하나 이상의 엔진 부작동 상태에서의 접근 및 착륙
8.c.	랜딩 기어, 플랩/슬랫 및 스피드브레이크의 작동(정상 및 비정상)
8.d.	측풍 상태에서의 접근 및 착륙(최대 입증 및 돌풍 측풍)
8.e.	비행조종시스템 고장, 형상변경 모드, 수동 복귀 및 관련 조종 상태에서의 접근 및 착륙(가능성이 있는 가장 심각한 저하)
8.e.1.	트림 기능불량 상태에서 접근 및 착륙
8.e.1.a.	세로방향 트림 기능불량
8.e.1.b.	가로방향 트림 기능불량
8.f.	예비(최소) 전기/유압 동력상태에서 접근 및 착륙
8.g.	선회 조건(선회 접근)에서의 접근 및 착륙
8.h.	시각적 교통 패턴에서의 접근 및 착륙
8.i.	비정밀 접근에서의 접근 및 착륙
8.j.	정밀접근에서의 접근 및 착륙
9.	**실패접근**
9.a.	모든 엔진, 수동 및 자동조종
9.b.	엔진 부작동, 수동 및 자동조종
9.c.	착륙 포기
9.d.	비행조종시스템 고장, 형상변경 모드, 수동 복귀 및 관련 조종
9.e.	보류(Reserved)
10.	**지상 운항(착륙, 착륙 후, 비행 후)**
10.a	착륙활주 및 지상활주
10.a.1	HUD/EFVS
10.a.2.	스포일러 작동

QPS Requirements	
번호	작동 요목
10.a.3.	역추력장치 작동
10.a.4.	방향 조종 및 지상 조종(역추력장치 사용/미사용)
10.a.5.	역추력 증가에 따른 러더 효과 감소(후방 포드에 장착된 엔진의 경우)
10.a.6.	브레이크 및 안티 스키드 작동
10.a.6.a	마른, 부분적으로 젖은, 고무 잔여물이 젖어 있고, 부분적으로 결빙된 상태
10.a.6.b	보류(Reserved)
10.a.6.c	보류(Reserved)
10.a.6.d	자동 브레이크 시스템 작동
10.b	엔진 정지 및 파킹
10.b.1	엔진 및 시스템 작동
10.b.2	파킹 브레이크 작동
11.	**기타 비행 단계**
11.a.	비행기 및 엔진 시스템 작동(갖춰진 경우)
11.a.1.	에어 컨디셔닝 및 여압(ECS)
11.a.2.	제빙/방빙
11.a.3.	보조동력장치(APU)
11.a.4.	통신
11.a.5.	전기
11.a.6.	화재 및 연기 탐지 및 진압
11.a.7.	비행조종(1차 및 2차)
11.a.8.	연료 및 오일
11.a.9.	유압
11.a.10.	공압
11.a.11.	랜딩 기어
11.a.12.	산소
11.a.13.	엔진
11.a.14.	공중 레이더
11.a.15.	자동조종 및 비행 지시기
11.a.16.	장애물 인식 경보 시스템 및 충돌방지 시스템(예; EGPWS, GPWS, TCAS)
11.a.17.	안정성 및 조종성 증대를 포함하는 비행조종 컴퓨터
11.a.18.	비행 디스플레이 시스템
11.a.19.	비행 관리 컴퓨터
11.a.20.	헤드업 디스플레이(해당하는 경우 EFVS 포함)
11.a.21.	항법 시스템
11.a.22.	실속 경고/회피
11.a.23.	윈드시어 회피/회복 안내 장비
11.a.24.	비행 영역 보호
11.a.25.	전자비행정보장치
11.a.26.	자동 점검표(정상, 비정상 및 비상절차)
11.a.27.	활주로 경고 및 조언 시스템
11.b.	공중 절차

QPS Requirements	
번호	작동 요목
11.b.1.	대기
11.b.2.	공중 위험요소 회피(시각적 상관관계를 포함하는 교통, 날씨)
11.b.3.	윈드시어
11.b.3.a.	이륙 전
11.b.3.b.	이륙
11.b.3.c.	초기 상승 중
11.b.3.d.	최종 접근, AGL 150m(500ft) 미만

[표 7-5] 7등급 FTD의 기능 및 주관적인 시험 - 공항 모델링

QPS Requirements	
번호	공항 모델링 요건
이 표는 표시된 등급의 시뮬레이터 인증을 위한 최소 공항 모델 항목과 기능을 명시한다. 이 표는 FTD 인증에 필요한 공항 모델에만 적용한다.	
1.	보류(Reserved)
2.a.	기능 점검 컨텐츠 요건
2.a.1.	공항 장면
2.a.1.a.	비행기 운항에 사용된 공표된 데이터와 일치하고 아래의 모든 시각 시스템 특성을 입증할 수 있는 최소 3개의 실제 공항 모델, FSTD 자동 시각 장면 변경의 평가를 위해 각 모델에는 다른 시각 장면이 있어야 한다. 모델 식별은 검사관이 인정할 수 있어야 하고, 교관석에서 선택할 수 있어야 하며 SOQ에 나열되어 있어야 한다.
2.a.1.b.	보류(Reserved)
2.a.1.c.	보류(Reserved)
2.a.1.d.	**공항 모델 컨텐츠** 선회접근의 경우 모든 시험은 최초 접근에 사용된 활주로와 착륙예정 활주로에 적용된다. 이 사항을 충족하기 위해 사용된 공항 모델의 모든 활주로가 "사용 중"으로 지정되지 않은 경우 "사용 중" 활주로가 SOQ(예: KORD, RWY 9R, 14L, 22R)에 나열되어야 한다. 하나 이상의 활주로가 있는 공항 모델에는 공항 및 활주로 인식 목적으로 시각적으로 "사용 중"이 아닌 모든 주요 활주로를 나타내야 한다. 황혼 및 야간 장면에 대한 활주로 시단, 가장자리 및 종단을 식별하는 백색 또는 회색을 띤 백색 등 스트링의 사용은 이 요건에 대해 인정할 수 있다. 직사각형 표면 묘사는 주간에 사용할 수 있다. 시각시스템의 성능은 공항모델에 공항을 정확하게 표현하는 것과 주변 환경을 사실적으로 표현하는 것 사이에서 균형을 이루어야 한다. 공항 모델 세부 사항은 공항 사진, 건설 도면 및 지도 또는 기타 유사한 데이터를 사용하여 개발하거나 발행된 자료에 따라 개발해야 하며, 그러한 모델이 현재 인증된 시각 시스템의 설계 능력을 초과하는 세부 사항의 포함을 요구하지는 않는다) 각 "사용 중인" 활주로에 대해 계류장에서 활주로 말단까지 하나의 "우선적인" 지상 활주 경로가 필요하다.
2.a.2.	**시각 장면 정확도**
2.a.2.a.	시각 장면은 훈련 프로그램에 사용된 공항 및 주변 환경의 일부를 정확하게 나타내야 한다.
2.a.2.b.	보류(Reserved)
2.a.2.c.	보류(Reserved)
2.a.3.	**활주로 및 유도로**
2.a.3.a.	보류(Reserved)
2.a.3.b.	대표적인 활주로 및 유도로
2.a.3.c.	보류(Reserved)
2.a.4.	보류(Reserved)
2.a.5.	활주로 시단 고도 및 위치는 비행기 시스템(예 ; HUD, GPS, 나침반, 고도계)과 충분한 상관관계를 제공하도록 모델링되어야 한다.

QPS Requirements	
번호	공항 모델링 요건
2.a.6.	보류(Reserved)
2.a.7.	**각 "사용중인" 활주로에 대한 활주로 표면 및 표시에는 해당하는 경우 다음이 포함되어야 한다.**
2.a.7.a.	활주로 시단 표시
2.a.7.b.	활주로 번호
2.a.7.c.	활주로 접지 구역 표시
2.a.7.d.	활주로 거리 표시
2.a.7.e.	활주로 가장자리 표시
2.a.7.f.	활주로 중심선 표시
2.a.7.g.	보류(Reserved)
2.a.7.h.	보류(Reserved)
2.a.7.i.	적절한 바람 신호를 제공하는 윈드삭(Windsock)
2.a.8.	**다음을 포함하는 "사용중"인 활주로에 대해 적절한 색상, 방향성, 거동 및 간격의 활주로 등화**
2.a.8.a.	활주로시단등
2.a.8.b.	활주로등
2.a.8.c.	활주로종단등
2.a.8.d.	활주로중심선등
2.a.8.e.	접지구역등
2.a.8.f.	활주로유도등
2.a.8.g.	해당 활주로의 시각 착륙 보조 장치
2.a.8.h.	해당 활주로의 접근 등화 시스템
2.a.9.	**유도로 표면 및 표시(각 "사용중" 활주로와 연관됨)**
2.a.9.a.	유도로 가장자리 표시
2.a.9.b.	유도로 중심선 표시
2.a.9.c.	활주로 대기지점 표시
2.a.9.d.	계기착륙시스템(ILS) 임계지역 표시
2.a.9.e.	보류(Reserved)
2.a.10.	**적합한 색상, 방향성, 거동 및 간격의 유도로 등화(각 "사용중" 활주로와 연관됨)**
2.a.10.a.	유도로등
2.a.10.b.	유도로중심선등
2.a.10.c.	활주로 대기 위치 및 계기착륙시스템(ILS) 임계지역 등화
2.a.11.	**공항 환경 시뮬레이션의 다른 측면과 요구되는 시각 모델의 상관관계**
2.a.11.a.	공항모델은 "사용중" 활주로에서 운영중인 항법보조장비와 적절하게 정렬되어야 한다.
2.a.11.b.	보류(Reserved)

QPS Requirements	
번호	공항 모델링 요건
2.a.12.	**공항 건물, 구조물 및 등화**
2.a.12.a.	건물, 구조물 및 등화
2.a.12.a.1.	보류(Reserved)
2.a.12.a.2.	대표적인 공항 건물, 구조물 및 등화
2.a.12.a.3.	보류(Reserved)
2.a.12.b.	보류(Reserved)
2.a.12.c.	대표적인 이동 및 정적인 공항 클러터(예; 다른 비행기, 동력 카트, 터그(Tugs), 급유 트럭, 추가 게이트)
2.a.12.d.	보류(Reserved)
2.a.13.	**지형 및 장애물**
2.a.13.a.	보류(Reserved)
2.a.13.b.	기준 공항에서 46km(25NM) 이내의 대표적인 지형 및 장애물의 묘사
2.a.14.	**중요하고 식별 가능한 자연 및 문화적 특징**
2.a.14.a.	보류(Reserved)
2.a.14.b.	기준 공항에서 46km(25NM) 이내의 중요하고 식별 가능한 자연 및 문화 특징 주 – 이것은 일반적으로 비행 중 조종사 경로(Pilot orientation) 결정에 사용되는 자연적 및 문화적 특징을 말한다. 착륙을 목적으로 하지 않는 공항은 활주로 방향에 대한 묘사만 제공하면 된다.
2.a.14.c.	대표적인 이동 공중 교통(공중 위험을 나타내는 능력을 포함 – 예 ; 충돌 가능성이 있는 경로 상의 공중 교통)
2.b.	**시각 장면 관리**
2.b.1.	보류(Reserved)
2.b.2.	모든 접근방식에 대하여 공항 활주로, 접근 및 유도로 등화 및 문화적 등화의 강도는 시계 세트에 대하여 훈련에 사용되는 강도를 대표하는 설정이어야 한다. 모든 시각 장면의 광점은 적절하게 시야에서 희미해져야 한다.
2.b.3.	보류(Reserved)
2.c.	**시각적 특징 인지** 주– 다음은 활주로 형상이 보여야 하는 최소 거리이다. 거리는 적절한 시뮬레이션된 기상 조건에서 활주로 시단에서부터 연장된 3도 활공각으로 활주로와 정렬된 비행기까지 측정된다. 선회접근의 경우, 아래의 모든 테스트는 초기 접근에 사용된 활주로와 착륙 예정 활주로 모두에 적용된다.
2.c.1.	활주로 시단의 8km(5sm)에서 활주로 선명도, 점멸등, 접근등 및 활주로등
2.c.2.	**시각 접근 보조 등화**
2.c.2.a.	보류(Reserved)
2.c.2.b.	활주로 시단의 4.8km(3sm)에서의 시각 접근 보조 등화
2.c.3.	4.8km(3sm)에서의 활주로 중심선등 및 유도로 선명도
2.c.4.	3.2km(2sm)에서의 활주로시단등 및 접지구역등
2.c.5.	보류(Reserved)

QPS Requirements	
번호	공항 모델링 요건
2.c.6.	선회접근의 경우 착륙 예정 활주로 및 관련 등화는 정교하게 시야에서 사라져야 한다.
2.d.	**선택 가능한 공항 시각 장면 기능**
2.d.1.	야간
2.d.2.	황혼
2.d.3.	주간
2.d.4.	동적 효과(Dynamic Effects) – 활성 활주로를 가로지르는 다른 비행기 또는 수렴하는 항공교통과 같은 복수의 지상 및 공중 위험을 나태내는 능력, 위험은 교관석 통제를 통해 선택할 수 있어야 한다.
2.d.5.	보류(Reserved)
2.e.	**비행기 및 관련 장비와의 상관관계**
2.e.1.	실제 비행기 응답과 관련된 시각적 신호
2.e.2.	**이륙, 접근 및 착륙 중 시각적 신호**
2.e.2.a.	착륙 중 침하율과 깊이 인식을 평가하기 위한 시각적 신호
2.e.2.b.	보류(Reserved)
2.e.3.	비행기 자세와 관련된 환경의 정확한 묘사
2.e.4.	시각적 장면이 장착된 경우 통합된 비행기 시스템(예 ; 지형, 교통, 기상 회피 시스템 및 HUD/EFVS)과 상호 연관되어야 한다.
2.e.5.	보류(Reserved)
2.f.	장면 품질
2.f.1.	**양자화(Quantization)**
2.f.1.a.	표면(Surface)과 질감 신호는 양자화(Aliasing)가 없어야 한다.
2.f.1.b.	보류(Reserved)
2.f.2.	풀 컬러로 사실적인 질감 신호를 표현할 수 있는 시스템이어야 한다.
2.f.3.	시스템 광점에는 주의를 산만하게 하는 떨림, 번짐 또는 줄무늬가 없어야 한다.
2.f.4.	보류(Reserved)
2.f.5.	광점 원근법을 표현할 수 있는 시스템(예 ; 등화에 접근함에 따라 활주로등 및 유도로등의 상대적 크기가 증가)
2.g.	**환경 효과**
2.g.1.	보류(Reserved)
2.g.2.	보류(Reserved)
2.g.3.	보류(Reserved)
2.g.4.	보류(Reserved)
2.g.5.	보류(Reserved)
2.g.6.	보류(Reserved)
2.g.7.	거리 관점에서 측정된 시정 및 활주로 가시거리(RVR) 시정/RVR은 공항 상공 600m(2,000ft) 높이 이하 및 공항에서 반경 16km(10sm) 이내에서 확인해야 한다.

QPS Requirements	
번호	공항 모델링 요건
2.g.8	보류(Reserved)
2.g.9	보류(Reserved)
2.g.10	보류(Reserved)
2.g.11	보류(Reserved)
3.	두 개의 공항 모델을 결합하여 두 개의 “사용 중"인 활주로를 달성할 수 있는 사례” 첫 번째 공항 모델에서 “사용중”인 활주로로 지정된 활주로 1개와 같은 공항의 두 번째 모델에서 “사용중”인 활주로로 지정된 두 번째 활주로 예 ; 27번 활주로에 ILS 접근, 18번 우측 활주로에 선회접근 시, 두 공항의 시각 모델은 다음과 같이 사용될 수 있다. 27번 활주로에 대한 접근을 위해 27번 활주로가 "사용 중" 활주로로 최초 지정된 것이고, 두 번째로 18번 우측 활주로가 "사용 중" 활주로로 지정된 것이다. 조종사가 27번 활주로에 대한 ILS 접근을 중단하면, 교관은 18번 우측 활주로로 시각적 모델을 변경할 수 있으며, 조종사는 시각적 접근과 착륙을 할 수 있다. 이 시각적 모델 변경으로 인한 일시적인 중단이 조종사에게 방해가 되지 않고 무선 항법 주파수의 변경이 발생하지 않으며 과도한 지연을 유발하지 않는 한 수용할 수 있다.
4.	운영자는 활주로의 모든 세부 사항을 제공할 필요는 없지만 제공되는 세부 사항은 시스템 기능 내에서 정확하게 재현되어야 한다.

[표 7-6] 7등급 FTD의 기능 및 주관적인 시험 - 음향시스템 요건

QPS Requirements	
번호	음향 시스템 요건
1.	강수
2.	보류(Reserved)
3.	정상 운항 중에 조종사가 감지할 수 있는 심각한 비행기 소음
4.	엔진 기능불량, 랜딩기어/타이어 기능불량, 테일 및 엔진 포드 스트라이크 및 여압장치 기능불량을 포함한 비정상 운항과 관련된 음향 신호
5.	비행 시뮬레이터가 제한을 초과하여 착륙할 때 충돌 소리

[표 7-7] 7등급 FTD의 기능 및 주관적인 시험 - 교관석(IOS) 요건

QPS Requirements	
번호	교관석(IOS) 요건
	이 표의 기능은 비행기 및/또는 그 시스템이 특정 FTD에 설치된 경우에만 평가 대상이 된다.
1.	**모의비행장치 전원 스위치**
2.	**비행기 상태**
2.a.	총중량(Gross weight), 무게중심(Center of Gravity), 연료하중 및 분배(Fuel loading and allocation)
2.b.	비행기 시스템 상태
2.c.	지상조업기능 (예; Ext power, Push back)
3.	**공항**
3.a.	활주로 번호 및 선택
3.b.	활주로 선택
3.c.	활주로 표면 상태 (예; Rough, Smooth, Icy, Wet)
3.d.	사전설정 위치 (예; Ramp, Gate, #1 for takeoff, Takeoff position, Over FAF)
3.e.	등화 조정
4.	**환경 설정**
4.a.	시정(Statute miles(kilometers))
4.b.	RVR(Feet(meters))
4.c.	온도
4.d.	기후(예; Ice, Snow, Rain)
4.e.	풍향 및 풍속
4.f.	윈드시어
4.g.	구름(Base and tops)
5.	**비행기 시스템 기능불량** (시뮬레이터에 기능불량 추가 및 삭제)
6.	**잠금, 정지, 재위치**
6.a.	정지, 해제
6.b.	위치(지리적) / 해제
6.c.	재위치(위치, 정지, 해제)
6.d.	지상속도제어
7.	원격 교관석(설치된 경우)
8.	**음향제어**(켜기 / 끄기 / 조정)
9.	**하중 제어시스템 제어**
9.a.	켜기 / 끄기 / 비상정지
10.	**참관 좌석/운영석**(위치 / 조정)

[별표 8]

헬리콥터 - 모의비행장치의 인증성능기준(일반 기준)
(Helicopter - Full Flight Simulator QPS - General Requirements)

개 요

가. [별표 8]에 포함된 일부 요건들은 SOC(Statement of Compliance)에서 보충되어야 한다. 여기에는 객관적 점검 및 주관적 평가가 포함될 수 있으며, SOC를 필요로 하는 요건은 [표 8-1]에 기술되어 있다.

나. [표 8-1]은 헬리콥터 모의비행장치의 최소요건을 기술하고 있다. 기술된 다양한 장치들에는 [별표 8]에서 개괄한 요건의 범위를 넘은 운항시스템이나 기능들도 포함되어 있다. 그러나 모든 시스템은 적합한 운용이 보장되도록 [별표 8]에 의거하여 시험 및 평가되어야 한다.

다. [표 8-1]은 모의비행장치 일반요건에 대한 기준을 제시한다.

라. [표 8-2]는 해당 모의비행장치가 점검항목을 제공할 수 있는지에 대한 여부를 결정한다.

마. [표 8-3]은 교관석에서 모의비행장치를 제어할 수 있는 기능들을 기술한다.

바. 지정 또는 정기 검사가 이행되는 동안, 인증과제목록(SOQ부분)에 있는 모든 항목을 완수할 필요는 없다.

사. [표 8-1]은 A등급 모의비행장치는 해당되지 않으므로, B, C, D 등급 모의비행장치에만 적용된다.

[표 8-1] 헬리콥터 모의비행장치 최소요건

번호	QPS requirements	등 급			정보
	일반 모의비행장치 요건	B	C	D	참고사항
1.	일반 조종실 형상				
1.a.	모의비행장치는 실제 헬리콥터 형상의 조종실을 재현하여야 한다. 모의비행장치는 조종, 장비, 관측할 수 있는 조종실 계기, 회로차단기 및 적절히 위치한 격벽을 갖추어야 하고, 조종실 각 장치들의 기능을 헬리콥터와 동일 또는 유사하게 재현하여야 한다. 조종장치 및 스위치의 이동 방향은 해당 헬리콥터와 동일하여야 한다. 조종석은 조종사가 실제 헬리콥터와 동일한 눈높이에 맞출 수 있도록 해야 한다. 조종실 창(Windows)의 작동을 위한 장비가 포함되어야 하지만, 실제로 창이 작동되도록 할 필요는 없다. 화재용 도끼(Fire axe), 소화기 및 여분의 전구 등은 모의비행장치에서 이용할 수 있어야 하나, 원래 위치와 가능한 가까운 적절한 위치에 둘 수 있다. 화재용 도끼, 랜딩기어 핀, 및 기타 유사한 목적의 장비들은 윤곽을 알 수 있을 정도면 된다.	X	X	X	모의비행장치 조종실은 조종석, 추가 조종사의 좌석과 조종석의 격벽(Bulkheads)이 포함된 곳에서부터 조종실 전방 구역 전체 공간으로 구성된다. 격벽은 착륙장치 핀 보관함, 화재용 도끼(Fire axe)와 소화기, 여분의 전구 및 항공기 문서 보관함 등이 포함된 곳이므로 필수사항은 아니며, 생략될 수 있다.
1.b.	훈련 시 조종사 조작에 영향을 미치는 회로차단기는 헬리콥터와 동일 또는 유사하게 재현하여야 한다.	X	X	X	
2.	프로그래밍				
2.a.	일반적으로 비행 중 조우하는 대기 속도와 동력의 다양한 조합을 설명하는 비행 역학 모델은 헬리콥터 자세의 변화, 공기역학, 추진력 및 모멘트, 고도, 온도, 질량, 무게중심 위치, 형상을 포함하는 실제 비행 조건과 동일하여야 한다. SOC가 요구된다.	X	X	X	
2.b.	컴퓨터 능력, 정확도, 해상도, 및 취득하려는 인증 등급을 충족하기 위하여 필요한 동적 응답을 갖추어야 한다. SOC가 요구된다.	X	X	X	예 ; 이동표적을 최대로 활성화 후 CPU 여유율 점검
2.c.	지상 운용(해당하는 경우)과 공기역학 프로그램에는 다음 사항이 포함되어야 한다.				

번호	QPS requirements	등 급			정보
	일반 모의비행장치 요건	B	C	D	참고사항
2.c.1.	지면효과(Ground Effect) B등급의 경우, 제자리비행 프로그래밍을 요구하지 않는다. SOC가 요구된다.	X	X	X	적용 영역은 지면효과 (IGE) 제자리비행뿐만 아니라 착륙 시 플레어 및 활주 착륙 (Running landing)이 포함된다. 지면효과의 실질적인 시뮬레이션은 지면효과가 있는 동안의 양력, 항력, 피칭 모멘트, 트림, 및 동력의 모델링을 포함한다.
2.c.2.	지면반력(Ground Reaction) B등급의 경우, 제자리비행 프로그래밍을 요구하지 않는다. SOC가 요구된다.	X	X	X	착륙 중(스트럿 변위, 타이어 또는 스키드 마찰, 측력) 착륙 표면과 접촉 순간의 헬리콥터의 반력은 총 중량, 대기속도, 접지 시 강하율 및 사이드슬립의 변화에 따라 상이할 수 있다.
2.d.	[별표 9] 객관적 점검에 부합하는지를 결정하는 하드웨어 및 소프트웨어 프로그램을 통해 수동 및 자동 시험을 할 수 있어야 한다. SOC가 요구된다.		X	X	이 때 자동화 시스템이 포함될 수 있으며, 최소한 QTG 시험 부분을 수행하는 데 이용 될 수 있어야 한다. 허용오차를 벗어나는 경우 자동표시 (Automatic flagging) 기능이 활성화 되도록 권장된다.
2.e.	모션시스템, 시각시스템 및 조종실 계기의 상대적 응답은 지연 시간 또는 전송지연 점검으로 측정되어야 한다. 시험 결과가 다음의 한계내에 있어야 한다.				이 시험의 취지는 해당 모의비행장치가 규정된 시간 지연 이내에서 실제 헬리콥터의 응답과 유사하게 계기, 모션, 시각 신호를 제공하는 지 여부를 검증하기 위함이다. 시각 장면이 바뀌기(다른 정보가 포함된 최초의 영상 필드의 탐색이 시작되는 것) 전에 모션시스템이 작동되는 것이 바람직하다. 헬리콥터 응답의 경우, 적절하게 대응되는 회전축(Rotational axis)으로 가속도가 생긴다.
2.e.1.	응답은 해당 헬리콥터 응답의 150ms 이내이어야 한다.	X			
2.e.2.	응답은 해당 헬리콥터 응답의 100ms 이내이어야 한다.		X	X	
2.f.	모의비행장치는 브레이크 및 타이어 고장 역학을 시뮬레이션하여야 하며, 해당하는 경우 미끄럼방지 장치 고장을 포함한다. SOC가 요구된다.		X	X	모의비행장치는 브레이크 및 타이어 고장 발생시 헬리콥터의 모션(적절한 축에서) 및 방향 조종 특성을 재현하여야 한다.
2.g.	모의비행장치의 공기역학적 모델에는 다음 사항이 포함되어야 한다.		X	X	

번호	QPS requirements	등 급			정보
	일반 모의비행장치 요건	B	C	D	참고사항
	(1) 지면효과 (2) 기체 및 로터 결빙 효과(해당하는 경우) (3) 로터 후류와 동체 간의 공기역학적 간섭 효과 (4) 조종에 미치는 로터 영향 및 안정화 시스템 (5) 동력고착 재현 (6) 후진 블레이드 실속 SOC가 요구된다.				
2.h.	모의비행장치는 총중량, 무게중심, 유효하중 및 연료하중의 작용에 따른 관성모멘트를 포함하는 실제 질량 속성을 제공하여야 한다. SOC가 요구된다.	X	X	X	
3.	장비 운용				
3.a.	헬리콥터 모의비행장치에 포함된 모든 관련 계기 표시는 시뮬레이션된 헬리콥터의 조종 움직임 또는 외부요인(예; 난기류 또는 윈드시어)에 자동으로 응답하여야 한다. 수치는 적절한 단위로 제시되어야 한다.	X	X	X	
3.b.	통신, 항법, 주의 및 경고 장비가 설치되어야 하며 시뮬레이션된 헬리콥터에 대하여 가능한 허용오차 내에서 작동하여야 한다.	X	X	X	장거리 항법 장비에 관한 추가적인 정보는 [표 10-1]을 참조하여야 한다.
3.c.	시뮬레이션된 헬리콥터 시스템은 지상 및 비행중에 정상, 비정상 및 비상상황 운용 조건 하에서 헬리콥터 시스템으로 작동하는 것처럼 작동되어야 한다.	X	X	X	
3.d.	모의비행장치는 조종사가 시뮬레이션된 헬리콥터와 일치하는 조종력과 조종간 움직임으로 조종할 수 있도록 하여야 한다. 모의비행장치는 동일한 비행조건 하에서 헬리콥터와 동일한 방법으로 반영하여야 한다.	X	X	X	
3.e.	모의비행장치 조종감 역학은 시뮬레이션된 헬리콥터를 복제하여야 한다. 이는 모의비행장치의 조종감 역학의 기록과 헬리콥터 측정치를 비교함으로써 결정되어야 한다. 최초 및 개선검사의 경우 조종 역학 특성이 측정되어야 하고 조종실 제어를 통해 직접 기록되어야 하며, 이륙, 순항 및 착륙 조건 및 형상에서 수행되어야 한다.		X	X	
4.	교관 또는 평가관 시설				
4.a.	조종사 좌석 외에 모의비행장치에는 교관	X	X	X	검사관은 고유한 조종실 형상

번호	QPS requirements	등 급			정보
	일반 모의비행장치 요건	B	C	D	참고사항
	/검사관 및 정부 검사관을 위한 최소 2개의 적절한 좌석을 갖추어야 한다. 이 좌석은 조종석 패널과 전방 창문에 대한 적절한 시야가 제공되어야 한다. 조종사 좌석 이외의 모든 좌석은 헬리콥터의 것을 그대로 재현할 필요는 없으나, 바닥에 적절하게 고정되어야 하고 실제와 유사한 좌석벨트가 구비되어야 한다.				에 기반하여 추가 좌석에 대한 대체 기준을 고려해야 한다.
4.b.	모의비행장치는 교관/검사관이 모든 요구되는 시스템 변수를 제어하고, 운영자의 국토교통부로부터 인가받은 훈련프로그램 또는 해당하는 경우 관련 운항규정에 명시된 바에 따라 모든 비정상 또는 비상상황을 시뮬레이션된 헬리콥터 시스템에 입력할 수 있는 제어장치를 갖추어야 한다.	X	X	X	
4.c.	모의비행장치는 IOS에서 사용할 수 있는 모든 환경 효과(예; 구름, 시정, 결빙, 강수, 온도, 스톰 셀 및 풍속 및 풍향)에 대해 교관 제어장치를 갖추어야 한다.	X	X	X	
4.d.	모의비행장치는 교관 또는 평가관이 지상 및 공중의 위험(요인)을 재현하기 위한 기능을 제공하여야 한다.		X	X	예; 활주로 상에 다른 항공기가 교차하거나 공중의 교통량이 한 지점으로 모이게 하는 것 등이 있다.
4.e.	모의비행장치는 교관 또는 평가관이 로터 하강기류로 인해 발생 및 재순환하는 먼지, 수증기 또는 눈 조건의 효과를 재현하기 위한 기능을 제공하여야 한다.		X	X	이 시험은 선택적 조건으로, 지면 위 또는 지면 부근에서의 모든 운용에 요구되지는 않는다.
5.	모션시스템(Motion System)				
5.a.	모의비행장치는 헬리콥터의 모션을 재현한 것으로 해당 모션 신호를 조종사가 인지할 수 있어야 한다.	X	X	X	예를 들어, 활주로 접지 신호(Touchdown ques)는 시뮬레이션된 헬리콥터의 강하율(ROD)의 함수가 되어야 한다.
5.b.	모의비행장치는 3 자유도(최소 피치, 롤, 및 히브)를 갖는 모션(힘 신호) 시스템을 갖추어야 한다. SOC가 요구된다.	X			
5.c.	모의비행장치는 최소 6 자유도(피치, 롤, 요, 히브, 스웨이 및 서지)의 시너지 플랫폼 모션 시스템과 동등한 신호를 생성하는 모션(힘 신호) 시스템을 갖추어야 한다. SOC가 요구된다.		X	X	
5.d.	모의비행장치는 모션시스템의 응답시간을 기록할 수 있어야 한다.	X	X	X	

번호	QPS requirements	등 급			정보
	일반 모의비행장치 요건	B	C	D	참고사항
	SOC가 요구된다.				
5.e.	모의비행장치는 다음 사항이 포함된 모션 효과 프로그래밍을 제공해야 한다. (1) 활주로 덜커덩 소리, 오레오 편향, 대지 속도 효과, 고르지 못한 활주로, 특성들 (2) 교차 흐름 효과에 따른 버펫 (3) 착륙장치의 올림 및 내림 작동 시 버펫 (4) 후진 블레이드 실속에 따른 버펫 (5) 와류 고리 현상에 따른 버펫(동력고착) (6) 대표적인 접지 신호 (7) 고속 로터 진동 (8) 타이어 결함 역학 (9) 엔진 기능불량 및 엔진 손상 (10) 기체의 지면 충돌 (11) 대기 현상에 따른 진동	X	X X	X X X	난기류의 경우, 간섭 모델은 일반적인 목적으로 사용되며, 시연 가능한 비행시험 데이터에 근접한 결과를 산출할 경우에만 제공한다.
5.f.	모의비행장치는 조종실에서 이벤트 또는 헬리콥터 상태를 감지할 수 있는 진동표시가 있는 경우 헬리콥터 운항(예; 후진 블레이드 실속, 랜딩기어 내림, 동력고착)으로 발생하는 모션 진동 특성을 제공하여야 한다.			X	모의비행장치는 특징적인 버펫 모드가 측정될 수 있고 헬리콥터 데이터와 비교할 수 있는 방식으로 프로그래밍 되고 장비가 갖춰져야 한다.
6.	**시각 시스템**				추가적으로 지평선 시계(視界) 포함 여부는 최소시계가 보존되는 한, 운영자의 재량에 따라 더해질 수 있다.
6.a.	모의비행장치는 조종실 밖 시야를 제공하는 시각 시스템을 갖추어야 한다.	X	X	X	
6.b.	모의비행장치는 최소한 조종석마다 수평 75도, 수직 30도의 연속적인 시계(視界)를 제공하여야 한다. 양쪽 조종석의 시각 시스템은 동시에 작동할 수 있어야 한다. 최소수평시계 범위는 항공기 동체에 대해 방위각 0도 선을 중심으로 할 때, 최소 연속시계 요건의 ±1/2이어야 한다. SOC가 요구되며, 설비의 배열을 설명하여야 한다.	X			
6.c.	모의비행장치는 최소한 조종석마다 수평 146도, 수직 36도의 연속적인 시계(視界)를 제공하여야 한다. 양쪽 조종석의 시각 시스템은 동시에		X		특정 헬리콥터 조종실에서의 음영구역과 관련하여 수직 시야의 최적화가 고려될 수 있다.

번호	QPS requirements	등 급			정보
	일반 모의비행장치 요건	B	C	D	참고사항
	작동할 수 있어야 한다. 최소수평시계 범위는 항공기 동체에 대해 방위각 0도 선을 중심으로 할 때, 최소 연속시계 요건의 ±1/2이어야 한다. SOC는 설비의 배열을 설명하여야 한다. C등급의 경우 최소시계 초과 능력을 요구하지 않는다. 그러나, 146도 x 36도 이상의 연장된 시야를 요구하는 특정 요목의 경우(주 시각 시스템 디스플레이가 통합되거나 분리되는 “Chin window”를 사용하는 경우), 연장된 시야가 제공되어야 한다. 증강된 시야 장치의 설치 및 사용을 고려하는 경우, 운영자는 증강된 시야 능력을 요구할 수 있는 훈련, 시험, 점검 및 경험 요목을 결정하기 위하여 검사관과 논의하여야 한다. SOC가 요구된다.				운영자는 다음 사항에 대한 특정한 승인을 받기 위해 검사관에 해당 모의비행장치에 대한 평가를 요청할 수 있다. (1) 착륙, 이륙 및 부드러운 접지(Ground cushion exercise) 및 헬리포트로부터 떨어진 훈련을 지원하기 위하여 더 높은 해상도를 필요로 하는 데이터베이스 내 특정 구역으로 주변보다 높은 헬리포트, 헬리데크 및 제한된 구역을 포함한다. (2) 크로스컨트리 비행의 경우, 평균 순항 속도로 약 30분에 해당하는 섹터 길이에 걸쳐 지면을 지도화하기에 충분한 장면 세부사항 (3) 해상 공중 레이더 접근을 하는 경우, 설비 시각/레이더의 조화된 표현
6.d.	모의비행장치는 최소한 조종석마다 수평 176도, 수직 56도의 연속적인 시계(視界)를 제공하여야 하며, 양쪽 조종석의 시각 시스템은 동시에 작동할 수 있어야 한다. 최소수평시계 범위는 항공기 동체에 대해 방위각 0도 선을 중심으로 할 때, 최소 연속시계 요건의 ±1/2이어야 한다. SOC는 설비의 배열을 설명하여야 한다. D등급의 경우 최소시계 초과 능력을 요구하지 않는다. 그러나, 176도 x 56도 이상의 연장된 시야를 요구하는 특정 요목의 경우(주 시각 시스템 디스플레이가 통합되거나 분리되는 “Chin window”를 사용하는 경우), 연장된 시야가 제공되어야 한다. 증강된 시야 장치의 설치 및 사용을 고려하는 경우 운영자는 증강된 시야 능력을 요구할 수 있는 훈련, 시험, 점검 및 경험 요목을 결정하기 위하여 검사관과 논의하여야 한다. SOC가 요구된다.			X	특정 헬리콥터 조종실에서의 음영구역과 관련하여 수직 시야의 최적화가 고려될 수 있다. 운영자는 다음 사항에 대한 특정한 승인을 받기 위해 검사관에 해당 모의비행장치에 대한 평가를 요청할 수 있다. (1) 착륙, 이륙 및 부드러운 접지(Ground cushion exercise) 및 헬리포트로부터 떨어진 훈련을 지원하기 위하여 더 높은 해상도를 필요로 하는 데이터베이스 내 특정 구역으로 주변보다 높은 헬리포트, 헬리데크 및 제한된 구역을 포함한다. (2) 크로스컨트리 비행의 경우, 평균 순항 속도로 약 30분에 해당하는 섹터 길이에 걸쳐 지면을 지도화하기에 충분한 장면 세부사항 (3) 해상 공중 레이더 접근을 하는 경우, 설비의 시각/레이더의 조화된 표현

번호	QPS requirements	등 급			정보
	일반 모의비행장치 요건	B	C	D	참고사항
6.e.	시각 시스템은 비현실적인 신호를 생성하는 시각적인 불연속성 및 아티팩트가 없어야 한다.	X	X	X	비현실적인 신호에는 이미지가 “떠다니거나(Swimming)”, “감쇠된(Roll-off)” 경우가 포함되는데, 이로 인해 조종사는 속도, 가속 또는 상황 인식을 부정확하게 평가할 수 있다.
6.f.	모의비행장치는 야간 장면에 맞게 작동하는 착륙등을 갖추어야 한다. 사용되는 경우, 황혼(박명) 장면에서 작동하는 착륙등이 요구된다.	X	X	X	
6.g.	모의비행장치는 다음 사항에 대해 교관석 제어장치를 갖추어야 한다. (1) 시정은 육상마일(sm) 또는 Km, 활주로 가시거리(RVR)은 ft 또는 m로 한다. (2) 공항 또는 착륙지역(구역) 선정 (3) 공항 또는 착륙지역(구역) 등화	X	X	X	
6.h.	디스플레이 되는 각 공항 장면에는 다음 사항이 포함되어야 한다. (1) 공항 활주로 및 유도로 (2) 활주로 (a) 활주로 표면 및 표시 (b) 활주로 시단등, 활주로등, 활주로 중심선등, 접지구역등, VASI(or PAPI) 및 적절한 색상의 접근 등을 포함하는 사용중인 활주로에 대한 등화 (c) 유도로등	X	X	X	
6.i.	모의비행장치는 동적 응답 프로그래밍과 호환되는 시각 시스템을 제공하여야 한다.	X	X	X	
6.j.	모의비행장치는 정확한 대기속도 및 접지구역 상공의 고도에 있을 때 모의비행장치 조종실에서 보이는 지상구역이 헬리콥터 조종실에서 보이는 것(확립된 허용오차 내)과 동일하여야 한다.	X	X	X	이 시험은 “사용 중인” 활주로 끝에서부터 미리 결정된 위치에 대해 해당 장면의 모델링 정확도를 검증하기 위한 것이다.
6.k.	모의비행장치는 고도(Height, AGL), 이·착륙 중 변환 변위와 속도의 변화를 평가하는데 필요한 시각적 신호를 제공해야 한다.	X			
6.l.	모의비행장치는 고도(Height), AGL 고도, 이륙, 저고도/저속 기동, 제자리비행, 착륙 중 변환 변위와 속도의 변화를 평가하는 데 필요한 시각적 신호를 제공해야 한다.		X	X	
6.m.	모의비행장치는 모의비행장치 자세와 관련된 시각적 환경의 정확한 묘사를	X	X	X	시각자세에 따른 모의비행장치의 자세는 자세계에 나타난

번호	QPS requirements	등 급			정보
	일반 모의비행장치 요건	B	C	D	참고사항
	제공하여야 한다.				것과 비교하여, 해당 시각 장면에 표시된 지평선의 피치와 롤을 비교하는 것이다.
6.n.	모의비행장치는 시각시스템의 색상, RVR, 초점 및 강도를 신속히 제공하여야 한다. SOC가 요구된다.		X	X	
6.o.	모의비행장치는 최소 10 레벨의 엄폐(다른 물체에 의해 가려진 모습) 현상을 만들어낼 수 있어야 한다.		X	X	
6.p.	**야간 시각 장면** 모의비행장치는 공항, 장애물 및 공항 주면의 주요 랜드마크를 인지하기에 충분한 장면 컨텐츠가 있는 야간 시각 장면을 제공하여야 한다. 시각 컨텐츠는 조종사가 성공적으로 시계착륙을 할 수 있도록 해야 한다. 야간 장면은 최소한 시계 접근, 착륙 및 공항 이동(Taxi)을 하기 위하여 도로망, 램프 등화 및 공항 표지판과 같이 자체 조명이 있는 물체를 포함하는 적절한 질감의 신호가 있는 충분한 표면을 표현하여야 한다. 장면에는 식별할 수 있는 지평선과 비행장, 도로, 수면 및 헬리콥터 착륙등에 의해 조명되는 표면과 같이 일반적인 장애물 특성을 포함하여야 한다.	X	X	X	
6.q.	**황혼(박명) 시각 장면** 모의비행장치는 공항, 장애물 및 공항 주면의 주요 랜드마크를 인지하기에 충분한 장면 컨텐츠가 있는 황혼 시각 장면을 제공하여야 한다. 시각 컨텐츠는 조종사가 성공적으로 시계착륙을 할 수 있도록 해야 한다. 황혼 장면은 최소한 시계 접근, 착륙 및 공항 이동(Taxi)을 하기 위하여 도로망, 램프 등화 및 공항 표지판과 같이 자체 조명이 있는 물체를 포함하는 적절한 질감의 신호가 있는 충분한 표면과 감소된 주변 조도에 따른 완전한 색상을 재현하여야 한다. 장면에는 식별할 수 있는 지평선과 비행장, 도로, 수면 및 대표적인 항공기 등화(예; 착륙등)에 의해 조명되는 표면과 같이 일반적인 장애물 특성을 포함하여야 한다.		X	X	

번호	QPS requirements	등 급			정보
	일반 모의비행장치 요건	B	C	D	참고사항
	제공되는 경우 지향성 지평선 등화는 정확한 방위가 제공되고 이에 따라 지표면의 그림자 효과가 일치하여야 한다. 총 장면 컨텐츠는 16개의 동시에 움직이는 물체를 표시하기에 충분한 시스템 성능을 가진 1만개의 눈에 보이는 질감이 느껴지는 표면과 1만 5천개의 가시광에 의하여 생성되는 것들과 세부적으로 유사하여야 한다. SOC가 요구된다.				
6.r.	**주간 시각 장면** 모의비행장치는 공항, 장애물 및 공항 주면의 주요 랜드마크를 인지하기에 충분한 장면 콘텐츠가 있는 주간 시각 장면을 제공하여야 한다. 시각 컨텐츠는 조종사가 성공적으로 시계착륙을 할 수 있도록 해야 한다. 어떠한 주변 등화시설로 인해 표시된 장면이 보이지 않는 현상이 없도록 한다. 총 장면 컨텐츠는 16개의 동시에 움직이는 물체를 표시하기에 충분한 시스템 성능을 가진 1만개의 눈에 보이고 질감이 느껴지는 표면과 6천개의 가시광에 의하여 생성되는 것들과 세부적으로 유사하여야 한다. 시각 디스플레이는 모의비행장치 작동 중에 명백하고 산만한 양자화 및 기타 산만한 시각 효과가 없어야 한다. SOC가 요구된다.		X	X	
6.s	모의비행장치는 조종사에게 착륙 착시를 일으키는 것으로 알려진 물리적 관계를 묘사하는 운항 시각 장면을 제공하여야 한다.		X	X	예 ; 짧은 활주로, 수면 위 착륙 접근, 오르막 또는 내리막 활주로, 접근로 상승 지형, 특이한 자세 등
6.t.	모의비행장치는 이륙, 접근 및 착륙 동안 뇌우 주변의 약, 중, 강 강수현상의 특별한 날씨 표현을 제공하여야 한다. 공항 표면 상공 고도 2,000ft(610m) 이하 및 해당 공항의 10마일(16Km) 이내만 재현할 필요가 있다.		X	X	
6.u.	모의비행장치는 젖어 있거나 눈 덮인 활주로에 대한 시각 장면을 재현하여야 하며, 여기에는 젖은 상태에 대한 활주로 빛 반사 및 강설 조건에 대하여 부분적으로 불빛이 가려진 것이 포함된다.		X	X	검사관은 적절한 대체 효과를 고려할 수 있다.

번호	QPS requirements	등 급			정보
	일반 모의비행장치 요건	B	C	D	참고사항
6.v.	모의비행장치는 모든 공항 등화시설의 실제 색상과 방향을 재현하여야 한다.		X	X	
7.	음향시스템				
7.a.	모의비행장치는 조종사가 조작할 때 헬리콥터에서 발생하는 소리와 일치하는 조종실 음향을 제공하여야 한다.	X	X	X	
7.b.	음량제어 장치에는 음량 수준 설정을 나타내는 표시가 있어야 한다.	X	X	X	
7.c.	모의비행장치는 정상 및 비정상 운항 중에 조종사가 감지할 수 있는 강수, 윈드쉴드 와이퍼 및 기타 중요한 헬리콥터 소음을 정확하게 구현하여야 하며, 추락(모의비행장치가 비정상적인 고도 또는 랜딩기어의 구조 한계를 초과하여 착륙한 경우), 정상적인 엔진 소리 및 랜딩기어 내리고 올리는 소리를 포함하여야 한다. SOC가 요구된다.		X	X	
7.d.	모의비행장치는 조종실 소음과 음향의 실질적인 진폭과 주파수를 제공하여야 한다. 모의비행장치 성능은 헬리콥터에서 기록된 동일한 음향의 진폭과 주파수와 비교하여 기록되어야 하며, 이는 QTG의 일부가 되어야 한다.			X	

[표 8-2] 헬리콥터 모의비행장치 등급별 점검항목

번호	QPS requirements	등 급			정보
	주관적인 요건 모의비행장치는 인증 등급과 관련된 요목을 수행할 수 있어야 한다.	B	C	D	참고사항
1. 비행전 절차					
1.a.	비행전 점검 – 조종실 스위치, 지시계, 시스템 및 장비	X	X	X	
1.b.	APU/엔진 시동 및 런업				
1.b.1.	정상 시동 절차	X	X	X	
1.b.2.	대체 시동 절차	X	X	X	
1.b.3.	비정상 시동 및 셧다운(Hot start, hung start)	X	X	X	
1.c.	활주 – 지상	X	X	X	
1.d.	활주 - 하버(Hover)	X	X	X	
1.e.	이륙전 점검	X	X	X	
2. 이륙 및 출발 단계					
2.a.	정상 이륙				
2.a.1.	지상으로부터	X	X	X	
2.a.2.	하버상태로부터		X	X	
2.a.3	활주	X	X	X	
2.b.	계기	X	X	X	
2.c.	이륙 중 추진장치 고장	X	X	X	
2.d.	이륙 중단	X	X	X	
2.e.	계기 출발	X	X	X	
3. 상승					
3.a.	정상	X	X	X	
3.b.	장애물 여유	X	X	X	
3.c.	수직	X	X	X	
3.d.	한 개의 엔진 부작동	X	X	X	
4. 비행 중 기동					
4.a.	선회(Timed, Normal, Steep)	X	X	X	
4.b.	추진장치 고장 - 다발 엔진 헬리콥터	X	X	X	
4.c.	추진장치 고장 - 단발 엔진 헬리콥터	X	X	X	
4.d.	비정상자세 회복	X	X	X	
4.e.	동력고착	X	X	X	
4.f.	검사관의 승인을 받은 운영자의 비행훈련 프로그램에 통합된 특정한 비행 특성	A	A	A	

번호	QPS requirements 주관적인 요건 모의비행장치는 인증 등급과 관련된 요목을 수행할 수 있어야 한다.	등 급 B	C	D	정보 참고사항
5. 계기 절차					
5.a.	계기 도착	X	X	X	
5.b.	대기	X	X	X	
5.c.	정밀계기접근				
5.c.1.	정상 - 모든 엔진 작동	X	X	X	
5.c.2.	수동 조종 - 하나 이상의 엔진 부작동	X	X	X	
5.d.	비정밀계기접근	X	X	X	
5.e.	실패 접근				
5.e.1.	모든 엔진 작동	X	X	X	
5.e.2.	하나 이상의 엔진 부작동	X	X	X	
5.e.3.	안전성 증대 시스템 고장	X	X	X	
6. 착륙 및 착륙을 위한 접근					
6.a.	시계 접근(Normal, Steep, Shallow)	X	X	X	
6.b.	착륙				
6.b.1.	정상/측풍				
6.b.1.a.	활주	X	X	X	
6.b.1.b.	하버상태로부터		X	X	
6.b.2.	하나 이상의 엔진 부작동	X	X	X	
6.b.3.	착륙 포기	X	X	X	
7. 정상 및 비정상 절차					
7.a.	동력장치	X	X	X	
7.b.	연료 계통	X	X	X	
7.c.	전기 계통	X	X	X	
7.d.	유압 계통	X	X	X	
7.e.	환경 계통	X	X	X	
7.f.	화재 감지 및 소화 계통	X	X	X	
7.g.	항법 및 비행 계통	X	X	X	
7.h.	자동 비행조종계통, 전자 비행 계기 계통 및 관련 하위계통	X	X	X	
7.i.	비행조종계통	X	X	X	
7.j.	방빙 및 제빙 계통	X	X	X	
7.k.	항공기 및 개인 비상 장비	X	X	X	
7.l.	특별 임무 요목 (예; Night Vision goggles, Forward Looking	A	A	X	

번호	QPS requirements	등 급			정보
	주관적인 요건 모의비행장치는 인증 등급과 관련된 요목을 수행할 수 있어야 한다.	B	C	D	참고사항
	Infrared System, External Loads and as listed on the SOQ.)				
8. 비상 절차 (해당하는 경우)					
8.a.	비상 강하	X	X	X	
8.b.	비행중 화재 및 연기 제거	X	X	X	
8.c.	비상 탈출	X	X	X	
8.d.	착수	X	X	X	
8.e.	오토로테이션 착륙	X	X	X	
8.f.	후진 블레이드 실속 회복	X	X	X	
8.g.	마스트 범핑(Mast bumping)	X	X	X	
8.h.	꼬리 로터 효율성 손실 (Loss of tail rotor effectiveness)	X	X	X	
8.i.	와류 회복(Vortex recovery)	X	X	X	
9. 비행 후 절차					
9.a.	착륙 후 절차	X	X	X	
9.b.	파킹(Parking) 및 고정(Securing)				
9.b.1.	로터 제동장치 작동	X	X	X	
9.b.2.	비정상/비상 절차	X	X	X	

* 표에서 "A로 지시되는 시스템, 요목 또는 절차는 해당 항공기 시스템 또는 제어장치가 모의비행장치에 모의되고 적절하게 작동하는 경우 시험될 수 있다.

[표 8-3] 헬리콥터 모의비행장치 등급별 점검항목(교관석)

번호	QPS requirements	등 급			정보
	주관적인 요건 모의비행장치는 인증 등급과 관련된 요목을 수행할 수 있어야 한다.	B	C	D	참고사항
1.	교관석(IOS) 요건, 해당하는 경우				
1.a.	전원 스위치	X	X	X	
1.b.	헬리콥터 상태	X	X	X	예) 총중량(GW), 무게중심(CG), 연료 탑재, 시스템, 지상 근무자(Ground Crew)
1.c.	공항/헬리포트/헬리콥터 착륙지역	X	X	X	예) 선정, 표면, 사전 설정, 등화 제어
1.d.	환경 제어	X	X	X	예) 구름, 시정, 활주로 가시 거리(RVR), 온도, 바람, 얼음, 눈, 비 및 윈드시어
1.e.	헬리콥터 시스템 기능불량(Insertion / Deletion)	X	X	X	
1.f.	잠김, 일시정지, 재위치	X	X	X	
2.	음향제어				
2.a.	켜기/끄기/조정	X	X	X	
3.	모션/ 제어 하중 시스템				
3.a.	켜기/끄기/비상 정지	X	X	X	
4.	참관자(Observer) 좌석/운영석				
4.a.	위치/조정/명확한 구속 시스템(Positive re-straint system)	X	X	X	

[별표 9]

헬리콥터 - 모의비행장치 인증성능기준(정량적 기준)
(Helicopter - Full Flight Simulator QPS - Objective Tests)

1. 개 요

가. 객관적인 데이터에 관련된 바람이 표현되는 경우 바람 벡터(크기와 방향)는 데이터 표현의 일부로서 기존의 용어로 표현되며, 시험에 사용된 활주로와 관련된 것으로 분명하게 표시되어야 한다.

나. 검사관은 요구되는 SOC가 모션 시스템이 모의비행장치의 최대 변위, 가속 및 속도 능력(모션 시스템 표 참조) 내에서 안전하게 작동하도록 설계되고 제작되었는지를 나타내지 않는 경우 모의비행장치를 평가하지 않는다.

다. A등급 헬리콥터 모의비행장치가 없기 때문에 B, C, D 등급의 헬리콥터 모의비행장치에 대하여 기술한다.

2. 시험 요건

가. 인증을 위하여 요구되는 지상 및 비행 시험은 모의비행장치(FFS) 객관적 시험 [표 9-1]에 나열되어 있다. 대체 시험을 검사관이 특별하게 인가한 경우를 제외하고는 컴퓨터 생성 모의비행장치 시험 결과는 각 시험에 대하여 제공되어야 한다. 비행 조건 또는 운항 조건이 시험에 대하여 요구되지만, 시뮬레이션 중인 헬리콥터나 원하는 인증 등급에 해당하지 않는 경우 무시(예; 단일 엔진 헬리콥터의 경우 엔진이 꺼진 상태에서의 실패접근 또는 B 등급 모의비행장치의 경우 Hover 시험)될 수 있다. 각 시험 결과는 이 장에 규정된 검증 데이터와 비교된다. 시험을 자동적으로 수행하도록 설계된 드라이버 프로그램의 사용이 모든 모의비행장치에 대하여 권장되고, C 등급 및 D 등급 모의비행장치에 대하여 요구되지만 각 시험은 모든 적절한 파라미터를 기록하는 동안 수동으로 수행될 수 있어야 한다. 시험은 검사관이 인정할 수 있는 적절한 기록장치에서 생성되어야 하며, 모의비행장치 번호, 일자, 시간, 조건, 허용오차 및 유효성 데이터와 비교하여 묘사된 적절한 종속 변수들을 포함하여야 한다. [표 9-1]에서 다르게 지시하지 않는 한 시간 이력이 요구된다. 모든 결과는 주어진 허용오차 및 단위를 사용하여 레이블을 지정하여야 한다.

나. [표 9-1]에는 모의비행장치 검증을 위한 파라미터, 허용오차 및 비행조건을 포함하여 요구되는 시험 결과를 설명한다. 수학적 모델링과 기준 데이터의 획득/개발이 종종 부

정확한 경우가 있기 때문에, 나열된 시험에 대하여 허용오차가 제공된다. 다음 표에 나열된 모든 허용오차는 모의비행장치 성능에 대하여 적용된다. 파라미터에 대하여 두 개의 허용오차 값이 주어지는 경우 달리 명시되지 않는 한 덜 제한적인 값이 사용될 수 있다. 허용오차가 백분율로만 표현되는 경우 허용오차 백분율은 다르게 지시되지 않는 한 중립 또는 제로 위치에서 측정된 정상 작동 범위 내 파라미터의 최대 값에 적용한다.

다. 점검표에 포함된 어떤 시험은 SOC를 제출하여야 한다. [표 9-1]의 SOC에 대한 요건은 검증 세부사항 열에 표시되어 있다.

라. 모의비행장치 검증을 위해 비행시험 데이터 적용을 위한 평가를 하는데 운항 또는 엔지니어링 측면에서 판단되는 경우, 그러한 판단은 단일 매개변수로 제한되지 않을 수 있다. 예를 들어, 측정된 매개변수의 급속한 변화를 보이는 데이터에 대해서는 보간법이나 최적데이터 선정이 요구된다. 주어진 기동이나 비행조건과 관련된 모든 매개변수는 전반적인 해석이 허용되도록 제시되어야 한다. 시간이력을 통해 모의비행장치와 헬리콥터 데이터를 연결하는 것이 어렵거나 불가능할 경우 해당 편차는 평가조건에 부합하는 기타 관련 변수를 비교 제시하여 설명되어야 한다.

마. 해당 모의비행장치의 수학적 모델이 검증 시점에만 정확하도록 프로그램된 것은 허용되지 않는다. 달리 기술되지 않는 한, 모의비행장치 시험은 정상적인 운용 하의 헬리콥터 하중 및 무게중심(CG)에서 성능 및 조종 특성을 재현해야 한다. 하나의 시험에서 극한의 무게 또는 무게중심에서 헬리콥터 데이터가 지원된다면, 다른 시험에서는 중간 조건 또는 다른 방식으로 가능한 극한에 가깝게 하여 헬리콥터 데이터가 제공되어야 한다. 하나의 극한 CG 또는 무게 조건에서만 관련성을 보인 시험이라면 다른 극한의 조건에서 반복할 필요는 없다. 조종 품질에 대한 시험은 증강장치(Augmentation Device)에 대한 검증을 포함하여야 한다.

바. 나열된 파라미터와 헬리콥터의 것을 비교할 때 정확한 비행 조건과 헬리콥터 형상 변경을 확인하기 위하여 충분한 데이터가 제공되어야 한다. 예를 들어, 정적 안정성 시험에서 조종력이 ±0.5 pound (0.22 daN) 이내임을 보여주기 위하여 정확한 대기속도, 동력, 추력 또는 토크, 헬리콥터 형상, 고도 및 기타 적절한 기준 식별 파라미터를 보여주는 데이터도 주어져야 한다. 단주기 역학을 비교할 때, 정상 가속도가 헬리콥터의 것과 일치하도록 설정하는데 사용될 수 있지만, 대기속도, 고도, 조종 입력, 헬리콥터 형상 및 기타 적절한 데이터가 제공되어야 한다. 모든 대기속도 값은 적절하게 주석이

있어야 한다. (예; 지시 대기속도 vs 교정 대기속도) 또한 비교를 위하여 동일한 단위가 사용되어야 한다. (예; inch 대 cm 대신에 inch 대 inch로 비교)

사. 운영자가 제공한 QTG에는 해당 모의비행장치를 어떻게 구성하고 작동하는지를 명확하게 기술하여야 한다. 각 모의비행장치 하위 시스템은 독립적으로 시험될 수 있지만, 전체 모의비행장치 시스템이 규정된 기준을 충족함을 보증하기 위하여 모의비행장치 전체의 통합 시험이 수행되어야 한다. 각 시험을 완수하기 위해 명시적이고 세부적인 단계가 담긴 수동시험절차가 제공되어야 한다.

아. 이미 인증받은 모의비행장치의 경우 또는 해당 운영자가 MQTG 개정안을 제출하여 검사관의 승인을 받은 경우, [별표 9]에 나온 점검과 허용오차가 주어진 시험에 대한 지속적인 인증평가에 사용될 수 있다.

자. 모션시스템 시험

(1) 피치, 롤링 및 요의 최소 변위, 가속도 및 속도는 하나의 공통 기준점에 대해 측정할 수 있어야 하며 한 번에 1자유도 만큼 구동하여 달성되어야 한다.

(2) 들어올림(Heave), 흔들림(Sway) 및 서지(Surge)에 대한 최소 변위, 가속 및 속도는 서로 다른 식별 가능한 기준점에 대해 측정될 수 있으며 한 번에 1자유도 만큼 구동하여 달성되어야 한다.

차. 조종품질 시험에는 증강장치에 대한 유효성 검사가 포함되어야 한다. 고도로 증강된 헬리콥터에 대한 모의비행장치는 증강되지 않은 형상(또는 조종품질의 저하가 최대로 허용되는 결함상태) 및 증강된 형상 모두에 대하여 검증될 것이다. 다양한 수준의 조종품질 결과가 결함 상태에서 비롯된 경우에는, 결함 효과에 대한 검증이 필요하다. 증강되지 않은 형상에서의 조종 위치인 경우, 성능 및 정적 조종품질 시험에 대하여 시스템의 설계가 조종 위치에 영향을 미치지 않는다면 증강되지 않은 데이터는 필요하지 않다. 증강되지 않은 헬리콥터의 응답이 발산되고 반복되지 않는 경우, 지정된 허용오차를 충족시키지 못할 수 있다. 시험에 대한 대체 요건은 신청자와 검사관이 사례별로 상호 협의한다.

카. 일부 점검은 모의비행장치 조종실에서 헬리콥터 하드웨어를 이용하는 헬리콥터에 대해서 요구되지 않는다.(예 ; 헬리콥터 모듈형 제어기) 이러한 예외 사항은 [표 9-1]에 기술되어 있다. 그러나 이러한 경우에도, 운영자는 헬리콥터 하드웨어가 적절한 제작자의 규격을 충족한다는 것을 증명하여야 하며, 운영자는 검사관이 검토할 수 있도록 해당

사실에 대한 지원정보를 보유하고 있어야 한다.

타. 경량(Light-Class) 헬리콥터를 시뮬레이션할 경우, 허용되는 하중범위에 대해 검사관과 사전 조율이 필요하다. ‘가벼운’, ‘중간’ 및 ‘최대에 가까운’ 용어 사용은 경량(Light-Class) 헬리콥터 모의비행장치에는 적절하지 않다.

파. 객관적인 시험 결과로 ‘스냅샷 시험(Snapshot Test)’ 또는 시간이력 결과 대신에 “일련의 스냅샷 시험(Snapshot Test)’이 승인된 경우에, 운영자 또는 기타 데이터 제공자는 “스냅샷”에 의해 캡쳐된 순간에 안정적인 상태 조건이 존재하는지를 확인하여야 한다. 안정적인 상태 조건은 스냅샷에 의해 캡쳐 순간 4초 전부터 캡쳐 후 1초까지 유지되어야 한다.

하. 모의비행훈련장치 지정기준 및 검사요령 개정 전 납품 및 개발된 모의비행훈련장치의 경우 추가된 객관적 시험 항목에 대한 비행시험 데이터 획득이 어려울 시 검사관과 협의하여 검증 항목 제외 또는 대체 검증 방안을 협의하여 결정할 수 있다.

[표 9-1] 헬리콥터 모의비행장치(FFS) 객관적인 시험

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
1. 성능(Performance)								
1.a.	엔진평가(Engine Assessment)							
1.a.1.	시동 운영(Start Operations)							
1.a.1.a.	엔진 시동과 순간적인 가속	Light Off Time – ±10% or ±1sec Torque – ±5% Rotor Speed – ±3% Fuel Flow – ±10% Gas Generator Speed – ±5% Power Turbine Speed – ±5% Gas Turbine Temp – ±30°C	해당하는 경우, 지상에서 로터 브레이크 사용 및 미사용	시동에서 안정된 상태의 아이들까지, 안정된 상태의 아이들에서 작동 RPM까지 각각의 엔진 시동을 기록(해당되는 경우)	X	X	X	
1.a.1.b.	안정된 상태의 아이들(Idle) 및 작동 RPM 조건	Torque – ±3% Rotor Speed – ±1.5% Fuel Flow – ±5% Gas Generator Speed – ±2% Power Turbine Speed – ±2% Turbine Gas Temp – ±20°C	지상	안정된 상태의 아이들 및 작동 RPM 조건 모두를 기록하여야 한다. 일련의 스냅샷 검증으로 가능하다.	X	X	X	
1.a.2.	동력터빈 속도 트림	±10% of total change of power turbine	지상	트림 시스템 작동에 대한 엔진 응답을 양방향으로 기록하여야	X	X	X	

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
		speed or ±0.5% change of rotor speed		한다.				
1.a.3.	엔진과 로터 속도 통제	Torque – ±5% Rotor Speed – 1.5%	상승 및 강하	컬렉티브에 사용된 단계별 입력을 기록하여야 하며, 상승과 강하성능 검증 시 동시에 수행될 수 있다.	X	X	X	
1.b.	지상 운영 (Surface Operations)							
1.b.1.	최소 선회반경	헬리콥터 선회 반경의 ±3ft(0.9m) or 20%	지상	브레이크를 사용한 경우, 브레이크 페달 위치 및 브레이크 시스템 압력은 헬리콥터 비행시험값과 일치하여야 한다.	X	X	X	
1.b.2.	선회율 vs 페달 편향, 브레이크 작동 또는 Nosewheel 각도(적용되는 경우)	±10% or ±2°/sec 선회율	지상 이륙	브레이크를 사용한 경우, 브레이크 페달 위치 및 브레이크 시스템 압력은 헬리콥터 비행시험값과 일치하여야 한다.	X	X	X	
1.b.3.	지상활주(Taxi)	Pitch Angle – ±1.5° Torque – ±3% Longitudinal Control Position – ±5% Lateral Control Position – ±5% Directional Control Position ±5% Collective Control Position – ±5%	지상	특정한 지상속도, 풍속 및 풍향, 밀도고도에 대한 지상활주 중 제어 위치 및 Pitch 자세에 대한 결과를 기록하여야 한다.	X	X	X	
1.b.4.	브레이크 유효성	시간과 거리의 ±10%	지상		X	X	X	

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
1.c.	이륙 (Takeoff) 다음 시험의 속도 범위가 40노트 미만일 때, 적용할 수 있는 대기속도 허용오차는 대기속도 또는 지상 속도에 적용할 수 있다.							
1.c.1.	모든 엔진	Airspeed – ±3kt Altitude – 20ft(6.1m) Torque – ±3% Rotor Speed – ±1.5% Vertical Velocity – ±100fpm (0.50m/sec) or 10% Pitch Attitude – ±1.5° Bank Attitude – ±2° Heading – ±2° Longitudinal Control Position – ±10% Lateral Control Position – ±10% Directional Control Position – ±10% Collective Control Position – ±10%	지상/이륙 및 초기 상승 구간	이륙 비행경로의 기록은 헬리콥터 모의비행장치에 적합하게 기록하여야 한다.(B등급은 활주 이륙(스키드 타입 미적용), C등급과 D등급은 hover에서의 이륙) B등급의 기준은 유효전이양력 (effective translational lift) 이상의 대기속도 구간에서만 적용한다. 결과는 최소 AGL 200ft(61m)에서 이륙을 시작할 때부터 기록되어야 한다.	X	X	X	
1.c.2.	하나의 엔진 부작동 상태에서의 지속적인 이륙	Airspeed – ±3kt Altitude – 20ft(6.1m) Torque – ±3% Rotor Speed – ±1.5% Vertical Velocity – ±100fpm (0.50m/sec) or 10% Pitch Attitude – ±1.5° Bank Attitude – ±2° Heading – ±2° Longitudinal Control	지상/이륙 및 초기 상승 구간	이륙 비행경로의 기록은 헬리콥터 모의 비행장치에 적합하게 기록하여야 한다. 결과는 최소 AGL 200ft(61m)에서 이륙을 시작할 때부터 기록되어야 한다.	X	X	X	여러 종류의 이륙 절차가 수행될 수 있기 때문에 특정 이륙 프로파일은 적절한 이륙 프로파일과 비교시험에 사용될 수 있도록 기록되어야 한다.

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
		Position – ±10% Lateral Control Position – ±10% Directional Control Position – ±10% Collective Control Position – ±10%						
1.c.3.	하나의 엔진 부작동 상태에서 이륙중단	Airspeed ±3kt Altitude ±20ft(6.1m) Torque ± 3% Rotor Speed ± 1.5% Pitch Attitude ± 1.5° Roll angle ± 1.5° Heading ±2° Longitudinal Control Position ± 10% Lateral Control Position ± 10% Directional Control Position ± 10% Collective Control Position ± 10% Distance ± 7.5% or ± 30m(100ft)	지상, 이륙	이륙 지점에서 터치다운까지의 시간 이력을 시험하며, 검증 조건은 제한된 성능에 가깝다.		X	X	
1.d.	제자리비행(Hover)							
	성능	Torque – ±3% Pitch Attitude – ±1.5° Bank Attitude – ±1.5° Longitudinal Control	지면효과 내(IGE) 및 지면효과 밖(OGE)	가볍고 무거운 총중량에 대한 결과를 기록하여야 하며, 일련의 스냅샷 검증으로 시험할 수 있다.		X	X	

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
		Position – ±5% Lateral Control Position – ±5% Directional Control Position – ±5% Collective Control Position – ±5%						
1.e.	수직 상승(Vertical Climb)							
	성능	Vertical Velocity – ±100fpm(0.5m/sec) or ±10% Directional Control Position – ±5% Collective Control Position – ±5%	지면효과 밖(OGE) 제자리 비행	가볍고 무거운 총중량에 대한 결과를 기록하여야 하며, 일련의 스냅샷 검증으로 시험할 수 있다.		X	X	
1.f.	수평 비행(Level Flight)							
	성능 및 트림된 비행 조종 위치	Torque – ±3% Pitch Attitude – ±1.5° Sideslip Angle – ±2° Longitudinal Control Position – ±5% Lateral Control Position – ±5% Directional Control Position – ±5% Collective Control Position – ±5%	순항 (증강장치 On/Off)	대기속도 범위내의 다양한 트림속도와 함께 두 가지 총중량 및 CG 조합에 대한 결과를 기록하여야 하며, 일련의 스냅샷 검증으로 시험할 수 있다.	X	X	X	이 검증은 최대 항속 대기속도를 초과하는 속도에서의 성능을 검증한다.
1.g.	상승(Climb)							
	수행 및 트림된	Vertical Velocity – ±100fpm(6.1m/sec)	모든 엔진 작동,	두 가지 총중량 및 CG 조합에	X	X	X	

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
	비행조종 자세	or ±10% Pitch Attitude – ±1.5° Sideslip Angle – ±2° Longitudinal Control Position – ±5% Lateral Control Position – ±5% Directional Control Position – ±5% Collective Control Position – ±5%	하나의 엔진 부작동(증대 시스템 On/Off)	대한 결과를 기록하여야 한다. 시현된 자료는 정상 상승 동력 조건에서 시험하며, 일련의 스냅샷 검증으로 시험할 수 있다.				
1.h.	강하(Descent)							
1.h.1.	강하 성능 및 트림된 비행조종 위치	Torque – ±3% Pitch Attitude – ±1.5° Sideslip Angle – ±2° Longitudinal Control Position – ±5% Lateral Control Position – ±5% Directional Control Position – ±5% Collective Control Position – ±5%	정상 접근 속도에서 1,000fpm(5m/sec) 정도의 강하율 (증대 시스템 On/Off)	두 가지 총중량 및 CG 조합에 대한 결과를 기록하여야 하며, 일련의 스냅샷 검증으로 시험할 수 있다.	X	X	X	
1.h.2.	오토로테이션 성능 및 트림된 비행조종 위치	Pitch Attitude – ±1.5° Sideslip Angle – ±2° Longitudinal Control Position – ±5% Lateral Control Position – ±5% Directional Control	지속적인 강하 (증대 시스템 On/Off)	두 가지 총중량 조건에서의 결과를 기록하여야 한다. 데이터는 정상 작동 RPM에 대하여 기록되어야 하며, 컬렉티브 조종위치가 완전히 아래로 내려가는 경우에만 로터	X	X	X	

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
		Position – ±5% Collective Control Position – ±5% Vertical Velocity ±100fpm or 10% Rotor Speed ±1.5%		속도 허용오차가 적용된다. 데이터는 50kts, ±5kts에서부터 최소, 최대 활공거리 대기속도 또는 허용가능한 오토로테이션 속도 중 더 느린 속도에 대해 기록되어야 한다. 일련의 스냅샷 검증으로 시험할 수 있다.				
1.i.	오토로테이션(Autorotation)							
	진입(Entry)	Rotor Speed – ±3% Pitch Attitude – ±2° Roll Attitude – ±3° Yaw Attitude – ±5° Airspeed – ±5kts Vertical Velocity – ±200fpm(1.0m/sec) or 10%	순항 또는 상승	아이들까지 신속한 스로틀 감소 결과를 기록하여야 하며, 순항 조건이 선택될 경우 최대 범위 대기속도에 대한 비교가 이뤄져야 한다. 상승 조건이 선택될 경우 최대 상승률 대기속도 또는 최대 연속 동력과 근접한 값에 대한 비교가 이뤄져야 한다.		X	X	
1.j.	착륙(Landing) 1.j.1, 1.j.2, or 1.j.3. 시험을 위한 속도 범위가 40knots 이하일 경우 적용가능한 대기속도 허용오차는 대기속도 또는 지상속도 중 적절한 값을 적용할 수 있다.							
1.j.1.	모든 엔진	Airspeed – ±3kts Altitude – ±20ft(6.1m) Torque – ±3% Rotor Speed –±1.5% Pitch Attitude – ±1.5° Bank Attitude – ±1.5° Heading – ±2° Longitudinal Control Position – ±10% Lateral Control	접근	헬리콥터 모의비행장치에 적합한 접근 및 착륙 프로파일의 결과를 기록하여야 한다.(Level B의 활주 착륙 또는 Level C 및 D의 Hover 접근) Level B의 경우 기준은 유효 전이 양력 이상의 대기속도인 구간에서만 적용한다.	X	X	X	

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
		Position – ±10% Directional Control Position – ±10% Collective Control Position – ±10%						
1.j.2.	하나의 엔진 부작동	Airspeed – ±3kts Altitude – ±20ft(6.1m) Torque – ±3% Rotor Speed –±1.5% Pitch Attitude – ±1.5° Bank Attitude – ±1.5° Heading – ±2° Longitudinal Control Position – ±10% Lateral Control Position – ±10% Directional Control Position – ±10% Collective Control Position – ±10%	접근	헬리콥터 모의비행장치에 적합한 Category A 및 Category B 접근 및 착륙 모두에 대한 결과를 기록하여야 하며, Level B의 경우 기준은 유효 전이 양력 이상의 대기속도인 구간에서만 적용한다.	X	X	X	
1.j.3.	착륙 포기	Airspeed – ±3kts Altitude – ±20ft(6.1m) Torque – ±3% Rotor Speed – ±1.5% Pitch Attitude – ±1.5° Bank Attitude – 1.5° Heading – ±2° Longitudinal Control Position –±10% Lateral Control Position – ±10%	접근	착륙결심지점(LDP)에서 안정된 접근 이후 시작된 기동에 대한 결과를 기록하여야 한다.	X	X	X	

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
		Directional Control Position – ±10% Collective Control Position – ±10%						
1.j.4.	오토로테이션 (Autorotation) 착륙	Torque – ±3% Rotor Speed – ±3% Vertical Velocity – ±100fpm(0.5m/sec) or 10% Pitch Attitude – ±2° Bank Attitude – ±2° Heading – ±5° Longitudinal Control Position – ±10% Lateral Control Position – ±10% Directional Control Position – ±10% Collective Control Position – ±10%	착륙	안정화된 오토로테이션 강하에서 접지 시까지 오토로테이션에 따른 감속과 착륙에 대한 결과를 기록하여야 한다. 이 검증을 위해 항공기 제작사로부터 완전 무동력 착륙 관련 모든 필요한 파라미터가 포함된 비행시험 데이터를 이용할 수 없고, 이런 데이터를 획득하는데 다른 자격있는 비행시험 인력을 활용할 수 없는 경우 신청자는 검사관과 협의하여 대체 검증방안 수용여부 및 적절성을 논의할 수 있다.		X	X	항공기, 시험 비행 인력, 계측장비 및 설비를 이용하여 대체 데이터 획득 시 아래 두 가지 방법이 허용 될 수 있다. 1) 가상의 안전 고도를 설정 후, 모의 오토로테이션 (Simulated Autorotation) 수행을 통해 획득 2)엔진이 켜진 상태에서 오토로테이션 접근과 플레어 후, 엔진 종료하며 착륙 기동을 통해 획득
2.	조종 품질 (Handling Qualities)							
2.a.	조종 시스템의 기계적 특성(Control System Mechanical Characteristics)							
	조종장치(예; 싸이클릭, 컬렉티브 및 페달)에서 정적 또는 동적 시험을 필요로 하는 모의비행장치의 경우 운영자의 QTG/MQTG가 시험 설비 결과 및 동시에 생성된 컴퓨터 플롯이 만족스러운 합의를 보여주는 것과 같은 대체 접근 결과 모두에서 입증되는 경우 초도 또는 업그레이드 평가에서 특별한 시험 설비는 필요하지 않다. 초도 또는 업그레이드 평가 과정에서 대체 방법의 반복은 이 시험 요건을 충족한다. 초도 및 업그레이드 평가의 경우 조종 동적 특성은 조종실 제어장치에서부터 직접 측정되고 기록되어야 하며, 제자리비행, 상승, 순항 및 오토로테이션에서 수행되어야 한다.							가역 조종장치가 있는 헬리콥터에 관한 문제의 해결 또는 필요한 검증 데이터를 획득할 수 없는 경우에는 검사관에게

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
								보고하여야 한다.
2.a.1.	싸이클릭(Cyclic)	Breakout – ±0.25lbs(0.112daN) or 25% Force – ±1.0lb (0.224daN) or 10%	지상: 여압이되는 유압시스템이 있는 정적 상태(해당하는 경우) 추가적인 유압, 여압시스템이 사용될 수 있다. 트림 On/Off 마찰 Off 증대시스템 On/Off (해당하는 경우)	연속적으로 조종장치를 이동하여 정지할 때까지의 결과를 기록하여야 하며, 이 시험은 항공기 하드웨어 모듈러 조종장치가 사용된 경우 적용하지 않는다.	X	X	X	이 시험에 대한 비행시험 데이터는 로터가 맞물리거나 회전할 필요는 없다. 안전성 증대 시스템에 관하여 “해당되는 경우”의 문구는 증대 시스템을 사용할 수 있는지 그리고 여기에 기술된 바에 따라 정적 조건하에서 지상에서 작동할 수 있는지 여부를 의미한다.
2.a.2.	컬렉티브/페달	Breakout – ±0.5lb (0.224daN) or 25% Force – ±1.0lb (0.224daN) or 10%	지상: 여압이되는 유압시스템이 있는 정적 상태(해당하는 경우) 추가적인 유압, 여압시스템이 사용될 수 있다. 트림 On/Off 마찰 Off 증대시스템 On/Off (해당하는 경우)	연속적으로 조종장치를 이동하여 정지할 때까지의 결과를 기록하여야 한다.	X	X	X	이 시험에 대한 비행시험 데이터는 로터가 맞물리거나 회전할 필요는 없다. 안전성 증대 시스템에 관하여 “해당되는 경우”의 문구는 증대 시스템을 사용할 수 있는지 그리고 여기에 기술된 바에 따라 정적 조건하에서 지상에서 작동할 수 있는지 여부를

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
								의미한다.
2.a.3.	브레이크 페달 힘 vs 위치	±5lbs(2.224daN) or 10%	지상; 정적 조건		X	X	X	
2.a.4.	트림 시스템 비율(모든 해당 시스템)	Rate – ±10%	지상; 정적 조건 트림 On, Friction Off	허용오차는 트림 비율로 기록된 값을 적용한다.	X	X	X	
2.a.5.	조종 역학(모든 축)	±10% of time for first zero crossing and ±10(N+1)% of period thereafter, ±10% of amplitude of first overshoot, 20% of amplitude of 2nd and subsequent over-shoots greater than 5% of initial dis-placement, ±1 over-shoot	제자리비행/순항 Trim On Friction Off	각 축의 양방향에서 정상 조종 변위에 대하여 결과가 기록되어야 한다.		X	X	일반적으로, 적절한 전압에 대하여 25%에서 50%의 조종 변위가 필요하다. 비가역 조종 시스템에 대한 조종 역학은 지상/정적 상태에서 평가될 수 있다. 조종 역학에 대한 추가정보는 이 별표에서 확인할 수 있다. “N”은 전체 진동 사이클의 순차적인 주기이다.
2.a.6.	조종 시스템 유격(Freeplay)	±0.10inches(±2.5mm)	지상: 여압이 되고 유압시스템이 있는 정적 상태(해당하는 경우) 추가적인 유압, 여압시스템이 사용될 수 있다.	모든 조종장치에 대한 결과를 기록하고 비교하여야 한다.	X	X	X	이 시험에 대한 비행시험 데이터는 로터가 맞물리거나 회전할 필요는 없다.

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
2.b.	저속에서의 조종 품질 (Low Airspeed Handling Qualities)							
2.b.1.	트림된 비행 조종장치 위치	Torque – ±3% Pitch Attitude – ±1.5° Bank Attitude – ±2° Longitudinal Control Position – ±5% Lateral Control Position – ±5% Directional Control Position – ±5% Collective Control Position – ±5%	IGE에서 변환 비행 - 측면, 후방 및 전방으로 비행 증대 장치 On/Off	전후좌우 각 방향에 대해 단계적으로 속도를 증가 시키며 시험(예; 10, 20, 30, 45kt) 일련의 스냅샷 시험으로 대체할 수 있다.		X	X	
2.b.2.	임계 방위각	Torque – ±3% Pitch Attitude – ±1.5° Bank Attitude – ±2° Longitudinal Control Position – ±5% Lateral Control Position – ±5% Directional Control Position – ±5% Collective Control Position – ±5%	정지 제자리비행 증대 장치 On/Off	임계 사분면에서 3가지 상대 풍향(가장 치명적인 경우를 포함)에 대한 결과를 기록하여야 하며, 일련의 스냅샷 시험일 수 있다.		X	X	
2.b.3.	조종 응답(Control Response)							
2.b.3.a.	세로방향	Pitch Rate – ±10% or ±2°/sec Pitch Attitude Change	제자리비행 증대 시스템 On/Off	스텝 조종 입력, 증대 시스템 Off 상태에서 축 응답은 정확한 추세를 보여야 한다.		X	X	이는 더 나은 시각적 기준을 제공하기 위하여 전환비행에

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
		- ±10% or 1.5°						진입하지 않고 지면 효과 내에서 제자리비행 중에 수행되는 "단 시간" 시험이다.
2.b.3.b.	가로방향	Roll Rate - ±10% or ±3°/sec Roll Attitude Change - ±10% or ±3°	제자리비행 증대 시스템 On/Off	스텝 조종 입력, 증대 시스템 Off 상태에서 축 응답은 정확한 추세를 보여야 한다.		X	X	이는 더 나은 시각적 기준을 제공하기 위하여 전환비행에 진입하지 않고 지면 효과 내에서 제자리비행 중에 수행되는 "단 시간" 시험이다.
2.b.3.c.	헤딩방향	Yaw Rate - ±10% or ±2°/sec Heading Change - ±10% or ±2°	제자리비행 증대 시스템 On/Off	스텝 조종 입력, 증대 시스템 Off 상태에서 축 응답은 정확한 추세를 보여야 한다.		X	X	이는 더 나은 시각적 기준을 제공하기 위하여 전환비행에 진입하지 않고 지면 효과 내에서 제자리비행 중에 수행되는 "단 시간" 시험이다.
2.b.3.d.	수직 방향	Normal Acceleration - ±0.1G	제자리비행 증대 시스템 On/Off	스텝 조종 입력, 증대 시스템 Off 상태에서 축 응답은 정확한 추세를 보여야 한다.		X	X	
2.c.	세로방향 조종 품질(Longitudinal Handling Qualities)							
2.c.1.	조종 응답	Pitch Rate - ±10% or ±2°/sec Pitch Attitude Change - ±10% or ±1.5°	순항 증대 시스템 On/Off	최소 두 개의 속도(최소 동력 속도 포함), 스텝 조종 입력, 증대 시스템 Off 상태에서 축 응답은 정확한 추세를 보여야 한다.	X	X	X	

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
2.c.2.	정적 안정성	Longitudinal Control Position ±10% of change from trim or ±0.25in(6.3mm) or Longitudinal Control Force ±0.5lb(0.223daN) or ±10%	순항 또는 상승 오토로테이션 증대 시스템 On/Off	트림 속도의 양쪽에서 최소 두 개의 속도에 대한 결과를 기록하여야 하며, 일련의 스냅샷 시험으로 대체할 수 있다.	X	X	X	
2.c.3.	동적 안정성(Dynamic Stability)							
2.c.3.a.	장주기 응답	±10% of calculated period, ±10% of time to ½ or double amplitude, or ±0.02 of damping ratio For non-periodic responses, the time history must be matched within ±3° pitch and ±5kts airspeed over a 20sec period following release of the controls	순항 증대 시스템 On/Off	주기적인 응답의 경우 3번의 전체 사이클(입력이 완료된 후 6회의 오버슈트) 또는 ½ 또는 2배 진폭으로 시간을 결정하기에 충분한 시간 중 더 짧은 결과를 기록하여야 한다. 시험은 시험 조종사가 결과를 통제할 수 없을 정도로 발산한다고 판단되는 경우 20초 이전에 종료될 수 있다.	X	X	X	응답은 어떤 헬리콥터의 경우에는 명시된 시간 내 반복될 수 없다. 이 경우 시험은 발산이 식별될 수 있음을 입증하여야 한다. 예를 들어 주어진 시간 동안 일반적으로 이 시험을 일으키거나 주어진 피치 자세를 달성할 때까지 사이클릭을 이동하고 그런 다음에 싸이클릭을 원래 위치로 되돌린다. 비 조기 응답의 경우 비행시험 데이터와 같이 동일한 수렴 또는 발산 특성을 입증하여야 한다.

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
2.c.3.b.	단주기 응답	±1.5° Pitch or ±2°/sec Pitch Rate ±0.1G Normal Acceleration	순항 또는 상승 증대 시스템 On/Off	최소 두 개의 대기속도에 대한 결과를 기록하여야 한다.	X	X	X	일반적으로 더블렛 조종 입력이 사용된다. 그러나 증대 시스템을 끈 시험의 경우 더블렛이 펄스 입력보다 선호되지만, 증대 시스템을 켠 시험의 경우 단기 응답이 1차 또는 데드비트 특성을 보일 때, 종방향 펄스 입력이 더 일관적인 응답을 생성할 수 있다.
2.c.4.	기동 안정성	Longitudinal Control Position −±10% of change from trim or ±0.25in(6.3mm) or Longitudinal Control Forces − ±0.5lb(0.223daN) or ±10%	순항 또는 상승 증대 시스템 On/Off	30°−45°의 롤각에서 최소 두 개의 대기속도에 대한 결과를 기록하여야 하며, 힘은 비가역 시스템에 대하여 교차 그래프로 보여질 수 있다.	X	X	X	
2.d.	횡방향 및 방향 조종 품질(Lateral and Directional Handling Qualities)							
2.d.1.	조종 응답(Control Response)							
2.d.1.a	가로방향	Roll Rate − ±10% or ±3°/sec Roll Attitude Change − ±10% or ±3°	순항 증대 시스템 On/Off	최소 두 개의 속도(최소 동력 속도 포함), 스텝 조종 입력, 증대 시스템 Off 상태에서 축 응답은 정확한 추세를 보여야 한다.	X	X	X	

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
2.d.1.b.	헤딩방향	Yaw Rate – ±10% or ±2°/sec Yaw Attitude Change – ±10% or ±2°	순항 증대 시스템 On/Off	최소 두 개의 속도(최소 동력 속도 포함), 스텝 조종 입력, 증대 시스템 Off 상태에서 축 응답은 정확한 추세를 보여야 한다.	X	X	X	
2.d.2.	헤딩방향 정적 안정성	Lateral Control Position – ±10% of change from trim or ±0.25in(6.3mm) or Lateral Control Force – ±0.5lb(0.223daN) or 10% Roll Attitude – ±1.5 Directional Control Position – ±10% of change from trim or ±0.25in(6.3mm) or Directional Control Force – ±1lb(0.448daN) or 10% Longitudinal Control Position – ±10% of change from trim or ±0.25in(6.3mm) Vertical Velocity – ±100fpm(0.5m/sec) or 10%	순항 또는 상승(필요 시 상승 대신 강하) 증대 시스템 On/Off	트림 위치 양쪽의 최소 2개의 사이드슬립각에 대한 결과를 기록하여야 하며, 힘은 비가역 시스템에 대하여 교차 그래프로 보여질 수 있다. 일련의 스냅샷 시험으로 대체할 수 있다.	X	X	X	이는 고정된 컬렉티브 위치에서 일정한 기수방향의 사이드슬립 시험이다.
2.d.3.	동적 및 헤딩방향 안정성(Dynamic Lateral and Directional Stability)							
2.d.3.a.	가로방향–헤딩방향 진동	±0.5sec or ±10% of period	순항 또는 상승 증대 시스템 On/Off	최소 2개의 대기속도에 대한 결과를 기록하여야 한다. 시험은	X	X	X	

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
		±10% of time to ½ or double amplitude or ±0.02 of damping ratio ±20% or ±1sec of time difference between peaks of bank and sideslip For non-periodic responses, the time history must be matched within ±10 knots Airspeed ±5°/s Roll Rate or ±5° Roll Attitude ±4°/s Yaw Rate or ±4° Yaw Angle over a 20sec period roll angle following release of the controls		싸이클릭 또는 페달 더블렛 입력으로 시작되어야 한다. 6회의 전체 사이클(입력이 완료된 후 12개의 오버슈트) 또는 ½ 또는 2배 진폭으로 시간을 결정하기에 충분한 시간 중 더 짧은 결과를 기록하여야 한다. 시험은 조종사가 결과를 통제할 수 없을 정도로 발산한다고 판단하는 경우, 20초 이전에 종료될 수 있다.				
2.d.3.b.	나선 안정성	±2° or ±10% roll angle	순항 또는 상승 증대 시스템 On/Off	페달만 해제하거나 20초 동안 싸이클릭만으로 선회한 결과를 기록하여야 하며, 결과는 양방향에 대한 선회에 대하여 기록되어야 한다. 제로 롤각 또는 시험 조종사가 자세를 통제할 수 없을 정도로 발산한다고 판단하는 경우 점검을 종료하여야 한다.	X	X	X	
2.d.3.c.	Adverse/Proverse	Correct Trend ±2° transient sideslip	순항 또는 상승	싸이클릭 입력에 대해 중간	X	X	X	

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
	Yaw	angle	증대 시스템 On/Off	속도만 사용하여 싸이클릭만으로 선회에 초기 진입하는 시간이력을 기록하여야 하며, 결과는 양방향 선회에 대하여 기록되어야 한다.				
3.	모션시스템(Motion System)							
3.a.	주파수 응답(Frequency response)							
		모의비행장치 성능에 따른다.	해당사항 없음	MQTG의 일부로서 요구된다. 시험은 모의비행장치 인증 신청자가 명시한 바에 따른 모션 시스템의 주파수 응답을 입증하여야 한다.	X	X	X	
3.b.	지지대 균형(Leg Balance)							
		모의비행장치 성능에 따른다.	해당사항 없음	MQTG의 일부로서 요구된다. 시험은 모의비행장치 인증 신청자가 명시한 바에 따른 모션 시스템 지지대 균형(Leg balance)을 입증하여야 한다.	X	X	X	
3.c.	Turn Around							
		모의비행장치 성능에 따른다.	해당사항 없음	MQTG의 일부로서 요구된다. 시험은 모의비행장치 인증 신청자가 명시한 바에 따른 모션 시스템의 부드러운 방향전환(운동의 방향이 반대 방향으로 바뀜) 를을 입증하여야 한다.	X	X	X	
3.d.	모션 시스템 반복성(Motion system repeatability)							
		동일한 입력 신호에	모션 시스템 작동은	MQTG의 일부로서 요구된다.	X	X	X	추가적인 정보는

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
		대하여, 플랫폼 각 축의 선형가속도는 ±0.05G 범위 내에서 반복될 수 있어야 한다.	"지상" 모드와 "비행" 모드 모두 수행된다.	시험은 플랫폼의 움직임을 생성하기 위한 모션 신호를 삽입함으로써 수행된다. 입력은 헬리콥터 무게중심에서 조종사 기준점으로 변환되기 전의 각가속도, 각속도 및 선형 가속도가 각각 5°/sec/sec, 10°/sec and 0.3G의 최소 진폭으로 삽입되는 것과 같은 것이어야 한다.				6.c항을 참조하여야 한다. 주 : 모션 시스템의 "지상" 및 "비행" 작동 모델에 차이가 없다면, 이는 SOC에 기술되어야 하고 두 모드에 대한 시험은 필요하지 않다.
3.e.	모션 큐잉 성능 특징(Motion cueing performance signature)							
				MQTG의 일부로 요구된다. 이 시험들은 모션 버펫 모드가 비활성화된 상태에서 실행되어야 한다.				모션 큐잉 성능 특징은 6.d.를 참조하여야 한다.
3.e.1.	이륙(모든 엔진)	모의비행장치 인증에 대해 신청자가 명시한 바에 따른다.	지상	초기 상승에 따른 피치 자세는 세로 방향 가속도에 따라 조종실을 기울여 우뚝 솟아오르게 하여야 한다.	X	X	X	1.c.1. 시험 항목과 연관
3.e.2.	제자리비행 성능 (IGE 및 OGE)	모의비행장치 인증에 대해 신청자가 명시한 바에 따른다.	지상			X	X	1.d. 시험 항목과 연관
3.e.3.	오토로테이션(진입)	모의비행장치 인증에 대해 신청자가 명시한 바에 따른다.	비행			X	X	1.i. 시험 항목과 연관
3.e.4.	착륙(모든 엔진)	모의비행장치 인증에 대해 신청자가 명시한 바에 따른다.	비행		X	X	X	1.j.1. 시험 항목과 연관

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
3.e.5.	오토로테이션(착륙)	모의비행장치 인증에 대해 신청자가 명시한 바에 따른다.	비행			X	X	1.j.4. 시험 항목과 연관
3.e.6.	조종 응답(Control Response)							
3.e.6.a.	세로방향	모의비행장치 인증에 대해 신청자가 명시한 바에 따른다.	비행		X	X	X	2.c.1. 시험 항목과 연관
3.e.6.b.	가로방향	모의비행장치 인증에 대해 신청자가 명시한 바에 따른다.	지상		X	X	X	2.d.1.a. 시험 항목과 연관
3.e.6.c.	헤딩방향	모의비행장치 인증에 대해 신청자가 명시한 바에 따른다.			X	X	X	2.d.1.c. 시험 항목과 연관
3.f.	특색을 이루는 모션(진동) 신호 - 다음 모든 시험의 경우 모의비행장치 시험 결과는 헬리콥터 데이터의 전반적인 모습과 추세를 나타내야 하며, 지배적인 주파수 “Spikes”의 최소 3개는 ±2Hz내에 있어야 한다.							특색을 이루는 모션 신호는 “Main” 모션 시스템과 분리될 수 있다.
3.f.1.	진동 – 1/Rev and n/Rev 진동을 포함(“n”은 메인 로터 블레이드의 수)	+3db에서 −6db 또는 순항 비행 및 정확한 추세에서의 공칭 진동 수준의 ±10%	a) 지상(아이들)에서 b) 비행중	특색을 이루는 진동은 조종실에서 감지될 수 있는 사건 또는 헬리콥터 상태를 표시하는 헬리콥터의 운항(예; 높은 대기속도, 반복적인 블레이드 실속, 랜딩기어 내림, 와류 고리 또는 동력고착)으로 발생하는 진동들을 포함한다.			X	정확한 추세는 다른 기동간의 진동 진폭의 비교를 알아보는 것이다. 예; 헬리콥터에서 1/rev 진동 진폭이 수평비행보다 정상 상태 선회 중에 더 높다면, 이러한 증가 추세는 모의비행장

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
								치에서 입증되어야 한다. 추가적인 진동의 예시는 다음을 포함한다. a) 제자리비행에서 저속 & 고속 전환 b) 수평 비행 c) 상승 및 강하(수직 상승 포함) d) 오토로테이션 e) 안정적인 선회
3.f.2.	버펫 - 기록된 결과 대비 조종실에서 감지할 수 있는 특징적인 버펫 모션에 대한 시험	+3db에서 −6db 또는 순항 비행 및 정확한 추세에서의 공칭 진동 수준의 ±10%	지상 및 비행중	특징적인 버펫에는 조종실에서 감지할 수 있는 사건 또는 헬리콥터 상태를 표시하는 헬리콥터의 운항(예; 높은 대기속도, 반복적인 블레이드 실속, 랜딩기어 내림, 와류 고리 또는 동력고착)으로 발생하는 버펫들을 포함한다.			X	특징적인 버펫에 대하여 기록된 시험 결과는 다른 주파수에 대한 상대적인 진폭을 점검할 수 있어야 한다. 대기 요란의 경우, 입증할 수 있는 비행시험 데이터와 비슷한 일반 용도의 모델이 인정될 수 있다.
4.	시각 시스템(Visual System)							
4.a.	시각 시스템 응답 시간(시험 4.a, 시각 시스템 응답 시간 시험을 만족하기 위하여 시험 4.a.1. 또는 4.a.2. 중 하나를 선택하여야 한다. 이 시험은 모션 시스템 응답 타이밍과 조종실 계기 응답 타이밍에 대해서도 적용 가능하다.)							
4.a.1.	대기 시간(Latency)							

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
4.a.1.	대기 시간	헬리콥터 응답 후 150ms 이하	이륙, 상승 및 하강	세 가지 조건(이륙, 순항 및 접근 또는 착륙) 각각에 대해 각 축(피치, 롤 및 요)에서 하나의 시험이 요구된다.	X			
4.a.1.	대기 시간	헬리콥터 응답 후 100ms 이하	상승, 순항, 하강 및 제자리비행	세 가지 조건(이륙, 순항 및 접근 또는 착륙) 각각에 대해 각 축(피치, 롤, 요)에서 하나의 시험이 요구된다.		X	X	
4.a.2.	전송 지연(Transport Delay)							
								전송지연이 상대적인 응답을 입증하기 위하여 선택된 방법인 경우, 운영자 및 검사관은 지연시간을 식별할 수 있는 기존의 시험을 검토할 때, 적절한 모의비행장치 응답을 확인하기 위하여 지연시간 값을 사용한다.
4.b.	시야(Field-of-view)							
4.b.1.	연속적인 시야	모의비행장치는 조종사 좌석당 최소 수평 75°, 수직 30° 또는 시각적인 지상	해당사항 없음	SOC가 요구되며 설비의 형상을 설명하여야 한다. 최소 시야가 유지되는 경우 운영자의 재량에 따라 추가적인	X			수평 시야는 항공기 동체에 상대적인 0도 방위선을 중심으로 한다.

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
		세그먼트 요건을 충족하는데 필요한 각도 중 더 큰 연속적인 시야를 제공하여야 한다. 양쪽 조종사 좌석의 시각 시스템은 동시에 작동할 수 있어야 한다. 교차하는 조종실 시야(양쪽 조종사에 대해 동시에)를 제공하는 광각 시스템은 최소 수평으로 146°, 수직으로 36°의 최소 시야를 제공하여야 한다. 이미지 생성기 시점과 조종사 시점 사이의 기하학적 에러는 8° 이하로 한다.		수평 시야 능력이 추가될 수 있다.				시야는 전체 시각 장면을 검은색과 흰색의 5° 정사각형의 매트릭스로 채우는 시각적 시험 패턴을 사용하여 측정될 수 있다.
4.b.2.	연속적인 시야	모의비행장치는 최소 수평 146°, 수직 36° 또는 시각적인 지상 구간 요건을 충족하는데 필요한 각도 중 더 큰 연속적인 시야를 제공하여야 한다.	해당사항 없음	SOC가 요구되며, 설비의 형상을 설명하여야 한다. 최소 146°(설계 시점의 중심에서 어느 한쪽에서 측정된 73° 이상 포함)의 수평 시야로 하며, 최소 시야가 유지되는 경우 운영자의 재량에 따라서 추가적인 수평 시야 능력이 추가될 수 있다.		X		수평 시야는 항공기 동체에 상대적인 0도 방위선을 중심으로 한다. 시야는 전체 시각 장면을 검은색과 흰색의 5° 정사각형의 매트릭스로 채우는

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
		최소 수평 시야 범위는 항공기 동체에 상대적인 0도 방위선을 중심으로 최소 연속적인 시야 요구조건의 ±½이어야 한다. 이미지 생성기 시점과 조종사 시점 사이의 기하학적 에러는 8° 이하이어야 한다.		조종사와 부조종사의 시야에서 측정된 최소 36°의 수직 시야를 점검한다.				시각적 시험 패턴을 사용하여 측정될 수 있다.
4.b.3.	연속적인 시야	각 조종사에 대하여 동시에 최소 176° 수평 및 56° 수직 시야의 연속적인 시야로 하며, 이미지 생성기 시점과 조종사 시점 사이의 기하학적 에러는 8° 이하이어야 한다.	해당사항 없음	SOC가 요구되며, 설비의 형상을 설명하여야 한다. 수평 시야는 항공기 동체에 상대적인 0도 방위선을 중심으로 하며, 수평 시야는 최소 176°이상(설계 시점의 중심에서 어느 한쪽에서 측정된 88° 이상 포함)이어야 한다. 최소 시야가 유지되는 경우 운영자의 재량에 따라서 추가적인 수평 시야 능력이 추가될 수 있다. 조종사와 부조종사의 시야에서 측정된 총 56° 이상의 수직 시야를 점검한다.			X	수평 시야는 일반적으로 180° 시야로 규정되나, 시야는 기술적으로 176° 이상이다. 시야는 전체 시각 장면을 검은색과 흰색의 5° 정사각형의 매트릭스로 채우는 시각적 시험 패턴을 사용하여 측정될 수 있다.
4.c.	표면 대비율	5:1 이상	해당사항 없음	비율은 밝은 정사각형(최소 2ft-lamberts or 7cd/m^2) 중심의 밝기 수준을 인접한			X	측정은 1° 스폿 광도계 및 전체 시각 장면(모든

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
				어두운 정사각형의 밝기 수준으로 나누어 계산한다.				채널)을 5개의 정사각형당, 각 채널의 중앙에 흰 정사각형이 있는 검은색과 흰색 정사각형의 시험 패턴으로 채우는 래스터 그리기 시험 패턴을 사용하여 이뤄질 수 있다. 대조비 시험 중 모의비행장치 후방 캡과 조종실 주변 등화의 레벨은 0이어야 한다.
4.d.	밝기 강조	6 foot-lamberts ($20cd/m^2$) 이상	해당사항 없음	흰색 정사각형에 강조 표시를 겹쳐서 중앙의 흰색 정사각형의 밝기를 측정하여야 한다. 래스터의 밝기를 향상시키기 위하여 캘리그래픽 성능의 사용은 허용되지만 광점의 측정은 허용되지 않는다.			X	측정은 1° 스폿 광도계 및 전체 시각 장면(모든 채널)을 5개의 정사각형당, 각 채널의 중앙에 흰 정사각형이 있는 검은색과 흰색 정사각형의 시험 패턴으로 채우는 래스터 그리기 시험 패턴을 사용하여 이뤄질 수 있다.
4.e.	표면 해상도	2호분 이하	해당사항 없음	SOC가 요구되며, 적절한 계산과		X	X	검은색 활주로

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
				설명이 포함되어야 한다. B등급의 경우 3호분 이하의 표면 해상도를 요구한다.				표면에 흰색 활주로 표시로 식별되는 경사범위 거리에서 3° 글라이드 슬로프에 눈이 위치한 경우 눈은 2호분에 대응한다. (1) 150ft 길이, 16ft 너비, 4ft 간격의 줄무니가 있는 6,876ft의 경사 범위 (2) 형상 A의 경우, 150ft 길이 및 12ft 너비, 3ft 간격의 줄무니가 있는 5,157ft의 경사 범위 (3) B형상의 경우, 150ft 길이 및 5.75ft 너비, 5.75ft 간격의 줄무니가 있는 9,884ft의 경사 범위
4.f.	광점 크기	5호분 이하	해당사항 없음	SOC가 요구되며, 적절한 계산과 설명이 포함되어야 한다.		X	X	광점 크기는 변조가 각 시각 채널에서 식별될 때까지 길이가 줄어든 광점의 중앙에 위치한 단일 열로 구성된 시험 패턴을

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
								사용하여 측정될 수 있다. 48열의 등화는 4° 이하로 구성한다.
4.g.	광점 대조 비율							1° 스폿 광도계가 광점(광점 변조가 식별가능한 경우)으로 채워진 최소 1°의 정사각형을 측정하기 위하여 사용될 수 있고, 측정된 인접한 배경과 결과를 비교할 수 있다. 대조비 시험 중 모의비행장치 후방 캡과 조종실 주변 등화의 레벨은 0이어야 한다.
4.g.1.		10:1 이상	해당사항 없음	SOC가 요구되며, 관련 계산이 포함되어야 한다.	X			
4.g.2.		25:1 이상	해당사항 없음	SOC가 요구되며, 관련 계산이 포함되어야 한다.		X	X	
4.h.	시각적인 지상 구역(Visual ground segment)							
		모의비행장치의 시각 구역은 헬리콥터 조종실에서 볼 수 있도록 계산된 구역의 ±20% 이어야 한다.	RVR 값이 1,200ft (350m)로 설정된 전자 활공각에서, MLG가 접지구역 위 100ft(30m)	QTG에는 설계 시점, 헬리콥터 자세, 조종실 차단 각 및 1,200ft (350m) RVR의 시정을 고려하여 볼 수 있는 헬리콥터 위치 및 지상 구역을 설정하는데	X	X	X	이 시험을 위해 사전 배치가 권장되며, 원하는 위치에 수동 또는 자동조종으로

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
		이 허용오차는 표시된 구간의 가장 끝 단에 적용될 수 있다. 그러나 가시 구간의 가까운 끝단에 있는 헬리콥터 조종실에서 볼 수 있도록 계산된 등화와 지상 물체는 모의비행장치에서 볼 수 있어야 한다.	위에 있는 적절한 대기속도에 대해 트림된 항공기의 착륙 형상	사용된 데이터를 보여주는 적절한 계산과 도면을 포함하여야 하며, 모의비행장치 성능은 QTG 계산과 비교하여 측정되어야 한다. 제출된 데이터에는 최소한 다음이 포함되어야 한다. (1) 다음을 포함하는 정적 헬리콥터 치수 (a) 메인 랜딩기어(MLG)에서부터 글라이드슬로프 수신 안테나까지의 수평 및 수직 거리 (b) MLG에서부터 조종사의 시점까지의 수평 및 수직 거리 (c) 정적 조종실 차단 각 (2) 다음과 같은 접근 데이터 (a) 활주로 식별 (b) 활주로 말단에서 글라이드 슬로프와 활주로 절편까지의 수평 거리 (c) 활공각 (d) 접근 시 헬리콥터 피치각 (3) 수동 시험을 위한 헬리콥터 데이터 (a) 총중량 (b) 헬리콥터 형상 (c) 접근 대기속도 시정을 가리기 위해 비균질 안개가				달성될 수 있다.

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
				사용되는 경우, 수평 시정에서 수직적 변화가 설명되어야 하며 계산에 사용된 경사 범위 시정 계산이 포함되어야 한다.				
5.	음향 시스템(Sound system)							
	운영자는 주파수 응답과 배경소음 시험 결과가 최초 인증 평가 결과와 비교했을 때 허용오차 내에 있는 경우 계속되는 인증 평가동안 헬리콥터 시험(예; 시험 5.a.1.부터 5.a.8.까지(또는 5.b.1.부터 5.b.9.까지) 및 5.c, 적절한 경우)을 반복할 필요가 없으며, 운영자는 헬리콥터 시험 결과에 영향을 미칠 어떠한 소프트웨어 변경이 없었음을 입증해야 한다. 주파수 응답시험 방법이 선택되고 실패한 경우, 운영자는 주파수 응답 문제를 해결하고 시험 반복을 선택하거나 운영자가 헬리콥터 시험을 반복하는 것을 선택할 수 있다. 헬리콥터 시험이 계속되는 인증평가 과정에서 반복되는 경우, 결과는 최초 인증 평가결과 또는 헬리콥터 마스터 데이터와 대비하여 비교될 수 있다. 이 섹션의 모든 시험은 밴드 17부터 42(50Hz부터 16kHz)까지 비가중 1/3-옥타브 밴드 형식을 사용하여 제시되어야 한다. 헬리콥터 데이터 세트와 일치하는 위치에서 최소 20초간의 평균이 측정되어야 하며, 헬리콥터 및 비행 시뮬레이터 결과는 비교 가능한 데이터 분석 기법을 사용하여 생성되어야 한다.							
5.a.	기본 요건(Basic requirements)							
5.a.1.	엔진시동 준비	1/3옥타브 밴드당 ±5dB	지상	엔진 시동전 정상 상태, 적절한 경우 APU가 켜져 있어야 한다.			X	
5.a.2.	아이들(Idle)에서 모든 엔진, 로터 미회전(해당하는 경우) 및 로터 회전	1/3옥타브 밴드당 ±5dB	지상	이륙 전 정상 상태			X	
5.a.3.	제자리비행(Hover)	1/3옥타브 밴드당 ±5dB	제자리비행				X	

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
5.a.4.	상승	1/3옥타브 밴드당 ±5dB	항공로상 상승	중간 고도			X	
5.a.5.	순항	1/3옥타브 밴드당 ±5dB	순항	정상 순항 형상			X	
5.a.6.	최종 접근	1/3옥타브 밴드당 ±5dB	착륙	일정한 대기속도, 기어 내림			X	
5.b.	특별 사례(Special cases)							
		1/3옥타브 밴드당 ±5dB	적합한 경우				X	이들 특별 사례는 특정 헬리콥터 형식 또는 모델에 대하여 비행 및 지상 운항 중 중요한 단계에서 특히 중요한 것으로 식별된다.
5.c.	배경 소음(Background noise)							
		1/3옥타브 밴드당 ±3dB	적합한 경우	최초 평가에서 배경소음의 결과는 MQTG에 포함되어야 한다. 측정은 모의비행장치 작동, 음소거 및 전원이 꺼진 조종실 상태로 이뤄져야 한다.			X	시뮬레이션된 음향은 배경소음이 훈련, 시험 또는 점검을 방해하지 않음을 보장하기 위하여 평가된다.
5.d.	주파수 응답(Frequency response)							
		최초 평가와 비교할 때 3개의 연속적인 밴드에서 ±5dB 그리고 최초 및		계속되는 평가에만 적용이 가능하다. 최초 평가에서 각 채널에 대해 주파수 응답 도표가 제공되는 경우, 이들			X	측정은 최초 인증 평가 과정에서 수행된 것과 비교된다.

QPS Requirements								정보
검증		허용오차	비행조건	검증 세부사항	등급			비고
번호	항목				B	C	D	
		계속되는 인증평가간 절대 차의 평균과 비교했을 때 ±2dB		도표는 다음의 허용오차가 적용되며, 계속되는 인증 평가에서 반복될 수 있다. (1) 계속되는 인증에서 1/3 옥타브 밴드 진폭은 최초 결과와 비교했을 때 3개의 연속적인 밴드에 대해 ±5dB를 초과하지 않아야 한다. (2) 최초 및 연속적인 인증 결과간 절대 차의 합계 평균은 2dB를 초과하지 않아야 한다.				

3. 일반사항

객관적인 데이터상에 바람과 관련된 사항이 있는 경우, 바람 벡터가 제시된 해당 데이터에 기존의 용어로 명확히 기재되어야 하며, 이는 해당 시험에 사용되는 활주로와 연계되어야 한다.

4. 제어역학

가. 일반사항

헬리콥터 비행 조종 시스템의 특성은 조종 품질에 주요한 영향을 미친다. 헬리콥터 조종사의 수용성에 있어서 중요한 고려사항은 비행 조종을 통해 제공되는 "조종감"이다. 조종사가 편안하고 헬리콥터를 비행할만하다 여길 수 있도록 헬리콥터 감각 시스템 설계에 상당한 노력이 수반된다. FFS가 대표적인 것이 되려면, 헬리콥터가 시뮬레이션되는 것과 같은 "조종감"이 있어야 한다. 이 요건의 준수는 제자리비행 및 순항 현상에서 실제 헬리콥터 측정과 FFS의 조종감 역학의 기록을 비교함으로써 결정된다.

(1) 임펄스 또는 스텝 함수에 대한 자유응답과 같은 기록은 고전적으로 전자기계 시스템의 동적 특성을 추정하는 데 사용된다. 어떤 경우든, 실제 입력과 응답을 추정할 수 있는 결과만으로 동적 특성을 추정할 수 있다. 그러므로, 헬리콥터 시스템에 대한 FFS 조종 부하 시스템의 긴밀한 매칭이 필수적이기 때문에 가능한 최선의 데이터 수집이 필수적이다. 요구되는 동적 조종 시험은 [표 9-1]에 기술되어 있다.

(2) 최초 및 개정 평가의 경우, QPS는 비행 제어장치로부터 직접적으로 측정되고 기록되는 조종 역학 특성을 필요로 한다. 이러한 절차는 보통 시스템을 작동하기 위한 스텝 또는 임펄스 입력을 사용하여 제어장치의 자유 응답을 측정함으로써 수행된다. 절차는 제자리비행 및 순항 비행 조건 형상에서 수행되어야 한다.

(3) 비가역 조종시스템이 장착된 헬리콥터의 경우, 비행 중 조우할 수 있는 전형적인 대기속도를 재현하기 위하여 적절한 피토-정적 압력이 제공되는 경우, 지상에서 측정치를 획득할 수 있다. 일부 헬리콥터의 경우, 제자리비행, 상승, 순항 및 오토로테이션이 비슷한 효과를 낼 수 있다. 그래서, 한 가지 방법으로 또 다른 것이 충족될 수 있다. 둘 중 하나 또는 모두가 고려사항으로 적용되는 경우 엔지니어링 검증 또는 헬리콥터 제작사의 설명은 지상시험 또는 형상제거에 대한 정당성을 위해 제출되어야 한다. 제어장치에서 정적 및 동적 시험을 필요로 하는 FFS의 경우, QTG가 시험 설비 결과 및 대체 접근 결과(예; 동시에 생성되고 만족스러운 일치를 보여주는 컴퓨터 플롯) 모두를 보여주는 경우 특별한 시험 설비가 요구되지 않는다. 최초 평가과정 중 대체 방법의 반복은 이 시험 요건을 만족한다.

나. 제어역학 평가

제어시스템의 동적 특성은 종종 주파수, 감쇠 및 기타 고전적인 측정법들로 명시된다. FFS 조종 부하에 대한 시험 결과를 검증하는 일관된 방법을 수립하기 위하여 측정 해석 및 적용된 허용오차를 분명하게 정의할 기준이 필요하다. 저감쇠, 임계감쇠 및 과감쇠 시스템에 대한 기준이 필요하다. 아주 가벼운 감쇠가 있는 저감쇠 시스템의 경우 시스템은 주파수와 감쇠의 관점에서 정량화될 수 있다. 임계감쇠 또는 과감쇠 시스템에서 주파수 및 감쇠는 응답 시간 이력으로부터 쉽게 측정되지 않는다. 그러므로 다음의 제안된 측정법들이 사용될 수 있다:

(1) C, D 등급 모의비행장치의 경우, 조종감 역학이 헬리콥터를 재현하는지 확인하기 위한 시험은 동적 감쇠 주기(제어장치의 자유응답)가 지정된 허용오차 내에서 헬리콥터의 것과 일치함을 보여야 한다. 검사관은 몇 가지 다른 시험 방법들이 조종감 역학의 응답을 확인하는데 사용될 수 있음을 인정한다. 검사관은 신뢰성 및 일관성에 기반한 시험 방법의 장점을 고려하여야 한다. 저감쇠 및 임계감쇠의 경우에 적용되어야 할 응답과 허용오차를 평가하는 방법이 아래에 기술되어 있다. QPS 요건을 준수하기 위하여 이 방법을 사용하는 운영자는 다음과 같은 시험을 수행하여야 한다.

(가) 저감쇠 응답

주기에 대하여 처음 제로 교차점까지의 시간과 후속 진동 주파수, 두 가지 측정이 요구된다. 응답이 일정하지 않은 주기가 있는 경우, 개별적으로 주기를 측정할 필요가 있다. 각 주기는 헬리콥터 조종 시스템 각 주기와 독립적으로 비교되며, 해당 주기에 대하여 명시된 최대 허용오차를 적용받는다. 감쇠 허용오차는 개별적인 오버슈트에 적용된다. 그러한 오버슈트의 중요성에 의문이 생기기 때문에 작은 오버슈트에 허용오차를 적용할 때에는 주의를 기울여야 한다. 전체 초기 변위의 5%보다 큰 오버슈트만 유의미한 것으로 고려되어야 한다. 나머지 대역에 $T(A_d)$는 진동의 정상 값에서 초기 변위 진폭 A_d의 ±5%이다. 이 나머지 대역 밖의 진동만이 유의미하게 간주된다.

FFS 데이터를 헬리콥터 데이터와 비교할 때, 프로세스는 FFS와 헬리콥터 정상상태 값을 오버레잉 또는 정렬하고, 진동 최고치의 진폭, 첫 번째 제로 교차 시간 및 개별 진동 주기를 비교하는 것으로 시작되어야 한다. FFS는 헬리콥터 데이터와 대비하여 비교할 때 동일한 개수의 중요한 오버슈트를 1개 이내로 표시하여야 한다. 응답 평가를 위한 절차는 [표 9-1]에 설명되어 있다.

(나) 임계감쇠 및 과감쇠 응답

임계감쇠와 과감쇠(오버슈트 없음) 응답의 특성으로 인하여 정상 상태 값(중립 위치)의 90%에 도달하는 시간이 ±10% 내에서 헬리콥터의 것과 동일하여야 한다. 모의비행장치 응답 또한 임계감쇠이어야 하며, [그림 9-1]에 그 절차가 설명되어 있다.

(다) 특별 고려사항

고전적인 과감쇠 또는 저감쇠 응답 이외의 특성을 보이는 조종 시스템은 지정된 허용오차를 만족하여야 한다. 아울러, 주요현상의 추세가 유지되도록 특히 주의해야 한다.

(2) 허용오차

(가) 다음은 허용오차 요약표로, 저감쇠 시스템은 “T”, 그리고 “n”은 전체 진동주기의 연속 주기이다.

$T(P_0)$	±10% of P_0
$T(P_1)$	±20% of P_1
$T(P_2)$	±30% of P_2
$T(P_n)$	±10(n+1)% of P_n
$T(A_n)$	±10% of A_1, 다음 최대치의 ±20%
$T(A_d)$	±5% of A_d = 잔여 대역

중요한 오버슈트. 첫 번째 오버슈트 및 ±1 다음의 오버슈트

(나) 다음 허용오차는 임계감쇠 및 과감쇠 시스템에만 적용된다.

$T(P_0)$	±10% of P_0

다. 제어역학 평가를 위한 대체 방법

(1) 유압계통의 비행제어 시스템 및 인공감각 시스템이 장착된 항공기의 경우, 제어역학을 검증할 수 있는 대체 수단은 제어력과 이동속도의 측정이다. 피치, 롤 및 요의 각 축에 대해, 다음과 같이 뚜렷한 비율로 제어장치를 최대 극한 위치까지 강제해야 한다. 이 시험은 정상 비행 및 지상 조건에서 수행된다.

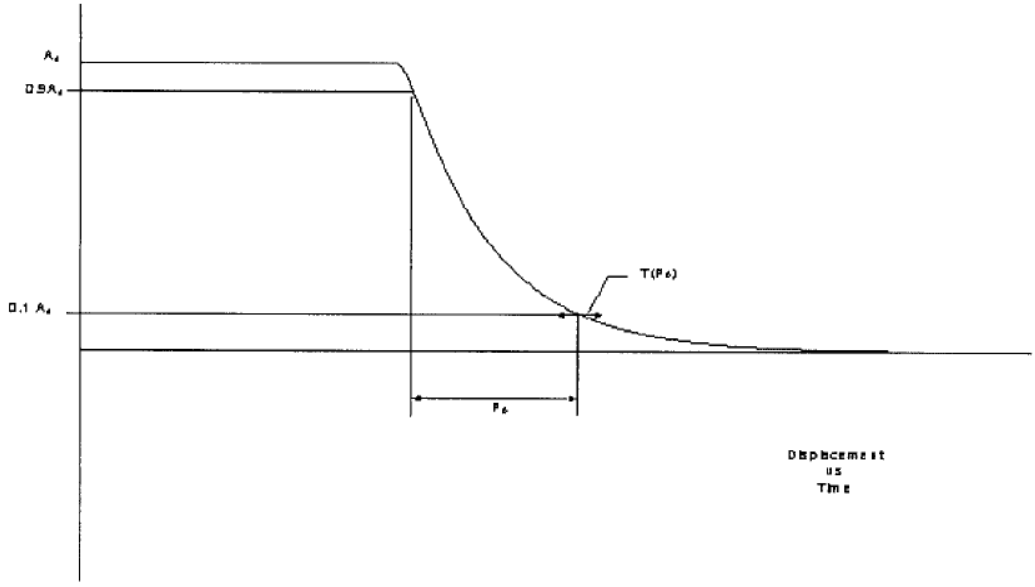
(가) 정적시험 : 95 ~ 105초 내에 완전하게 스위프하도록 제어장치를 천천히 움직인다. 완전한 스위프는 제어장치를 중립에서 정지(일반적으로 후방 또는 우측정지)까지 이동시키고, 그런 다음 정반대로 이동한 다음, 중립 위치로 이동하는 것을 말한다.

(나) 느린 동적시험 : 8 ~ 12초 이내 완전 스위프를 달성한다.

(다) 빠른 동적시험 : 3 ~ 5초 이내 완전 스위프를 달성한다.

주 : 동적 스위프는 100 lbs(44.5 daN)를 초과하지 않는 힘으로 제한될 수 있다.

[그림 9-1, 임계감쇠 계단 응답]



5. 보류(Reserved)

6. 모션시스템

가. 일반사항

(1) 조종사는 헬리콥터의 상태를 조절하기 위해 지속적으로 정보 신호를 사용한다. 계기와 외부의 시각 정보를 동시에 활용해야 하므로, 전신 모션 피드백은 특히 외부 방해요인 발생 시 조종사가 헬리콥터 역학을 제어할 수 있도록 돕는 데 필수적이다. 모션시스템은 객관적인 기본 성능 기준을 충족하여야 하며, 규정된 최소 기동 및 조건 설정하에 헬리콥터의 선형 및 각 가속도를 재현하기 위하여 조종사의 좌석 위치에서 주관적으로 조정되어야 한다. 모션 신호시스템은 반복 가능해야 한다.

(2) [표 9-1]의 모션시스템 시험은 기계적 성능 관점에서 FFS 모션 신호시스템을 인증하기 위한 것이다. 모션효과 목록에는 비행 시뮬레이터가 표현하여야 하는 동적 조건의 대표적인 견본도 포함되어 있다. [표 9-1]의 섹션 1(성능 시험) 및 섹션 2(조종 품질 시험)에서 선택된 대표적인 훈련-임계 기동의 추가 목록은 비행 시뮬레이터 모션 신호 성능 특징이 식별되었음을 나타내기 위하여 최초 인증 시 기록되어야 한다. 이 시험은 FFS 모션 신호의 전반적인 표준을 향상하는데 도움을 주기 위한 것이다.

나. 모션시스템 점검

[표 9-1]에 기술된 시험 3a(주파수 응답), 시험 3b(지지대 균형) 및 시험 3c(턴어라운드) 점검의 목적은 모션시스템 하드웨어의 성능을 시연함으로써, 교정 및 마모에 관하여 모션 설정의 무결성을 점검하는 데 있다. 이러한 시험은 모션신호 소프트웨어와는 독

립적이며 로봇 시험으로 간주되어야 한다.

다. 모션시스템 반복성

이 시험의 취지는 모션시스템 소프트웨어 및 시스템 하드웨어의 저하 또는 시간이 지남에 따른 변화가 없는지 확인해 보는 것이다. 이러한 진단 시험은 로봇 시험 대신에 계속되는 인증 점검과정 중에 완료되어야 한다. 이는 소프트웨어의 변경 또는 하드웨어의 성능저하를 판별하는 능력이 향상되게 한다. 다음 정보는 이 시험에 사용되어야 하는 방법을 설명한다.

(1) 입력(Input) : 입력은 출력에 대한 적절한 분석을 제공하기 위하여 헬리콥터 무게중심에서부터 조종사 기준점까지 각각 최소 진폭 5 deg/sec/sec, 10 deg/sec와 0.3G으로 이동하기 전에 회전 가속도, 회전 속도, 그리고 선형 가속도가 삽입되어야 한다.

(2) 권장출력(Recommended output)

(가) 실제 플랫폼 선형 가속도(출력은 선형 및 회전 모션 가속도로 인한 가속도로 구성)

(나) 모션 액추에이터 위치

라. 모션신호 성능 특성

(1) 배경

이 점검의 취지는 지정검사를 받는 동안 선택된 자동화된 QTG 기동 세트에 대한 모션시스템 응답의 정량적인 시간 이력 기록을 제공하는 것이며, 비행시험에서 기록된 가속도에 대해 모션 플랫폼 가속도를 비교하려는 것은 아니다. 즉, 헬리콥터 신호에 대한 비교는 아니며 최초 인증받은 모션 소프트웨어 또는 하드웨어 상의 어떠한 개조가 있을 경우(예 ; 모션 워시아웃 필터, 모의비행장치 유상하중의 10% 이상 변화), 새로운 기준을 확립해야 한다.

(2) 시험 선택

[표 9-1]의 3.e에서 식별된 조건들은 모션신호 구별이 가장 잘 되는 기동이다. 이 시험들은 모든 종류의 헬리콥터에 적용될 수 있는 일반적인 시험들로 지정검사 전 또는 검사기간 중 언제라도 검사관으로부터 인정받을 수 있게 모션신호 성능 특성으로 완료되어야 하며, 해당 결과는 MQTG에 포함되어야 한다.

(3) 우선순위

모션시스템은 조종사의 인식 및 헬리콥터 동작 제어에 직접적으로 영향을 미치는 기동을 더욱 중요하게 여길 목적으로 설계되어야 한다. [표 9-1] 3.e에 명시된 기동의 경우, 모의비행장치 모션신호 시스템은 헬리콥터 시뮬레이션 모델과 관련하여 높은 경사 조정 장치(High Tilt Coordination Gain), 높은 회전 장치(High Rotational Gain)와 높은 상관관계를 가져야 한다.

(4) 데이터 기록

제공된 매개변수의 최소 목록을 통해 지정인증 평가에서 비행 시뮬레이터의 모션신호 성능 특성을 결정할 수 있어야 하며, 다음의 매개변수들은 그러한 기능을 수행하는 데 인정될 수 있는 것으로 추천된다.

(가) 조종사 기준점에서 비행모델 가속 및 회전 속도 명령

(나) 모션 액추에이터 위치

(다) 실제 플랫폼 위지

(라) 조종사 기준점에서 실제 플랫폼 가속

마. 모션진동

(1) 결과 제시

모션진동 특성은 모의비행장치가 특정 조건에서 비행했을 때 헬리콥터의 주파수 내용을 재현할 수 있는지 확인하는 데 사용될 수 있다. 시험 결과는 수평축에 주파수가 있고 수직축에 진폭이 있는 신호의 전력 대 주파수 측정(PSD, 주파수 영역에서 단위 Hz 대 주파수당 전력의 단위) 플롯으로 제시되어야 한다. 해당 헬리콥터 데이터 및 모의비행장치 데이터는 동일 축척과 양식으로 제시해야 한다.

모의비행장치 데이터 생성에 사용된 알고리즘은 해당 헬리콥터 데이터에 사용된 것과 같은 알고리즘이어야 한다. 만약 동일하지 않은 경우, 모의비행장치 데이터에 사용된 알고리즘이 충분히 비교 가능함이 입증되어야 한다. 최소한, '주요 축'(Dominant Axes)의 결과를 제시하고, 기타 다른 축을 제시하지 않은 근거가 제공되어야 한다.

(2) 결과의 해석

PSD 플롯의 전반적인 추세는 지배적인 주파수에 초점을 맞추면서 고려해야 한다. PSD 플롯의 고주파수 및 저진폭 부분의 차이에 중점을 두지 않아야 한다. 분석 중 비행 시뮬레이터의 어떤 구조 요소는 필터링되어 공진 주파수를 가지며, PSD 플롯에 나타나지 않을 수 있다. 필터링이 필요할 경우, 노치 필터 대역폭을 1Hz로 제한하여 버펫 감에 악영향을 미치지 않도록 한다. 또한, 특징적인 모션 진동이 필터링에 의해 악영향을 받지 않음을 설명하기 위한 근거가 제공되어야 한다. 진폭은 아래에 명시된 바와 같이 헬리콥터 데이터와 일치하여야 한다. 그러나, PSD 플롯이 주관적인 이유로 변경되었다면, 그 변경에 대한 정당성을 입증하기 위한 근거가 제공되어야 한다. 플롯이 대수 척도로 된 경우에는, 가속도 관점에서 버펫의 진폭을 해석하기 어려울 수 있다. 예를 들어, 1×10^{-3} g-rms^2/Hz는 심한 버펫으로 설명되며, 깊은 실속 중일 때 볼 수 있다. 그 대안으로, 1×10^{-6} g-rms^2/Hz 버펫은 거의 인지되지 않지만, 저속에서 플랩 버펫을 나타낼 수 있다. 이전의 2가지 사례는 크기가 1,000만큼 차이가 있으며, PSD좌표상 이것은 규모 10으로 3 데케이드를 의미하는 것이다. 1 데케이드는 규모 10의 순서로 발생

되는 변화이며, 2 데케이드는 규모 100으로 발생되는 변화이다.

주: 예시에서 “g-rms^2”는 “g”값의 제곱평균제곱근의 수학적 표현이다.

바. [표 9-2] C, D등급 헬리콥터 모의비행장치를 위한 모션시스템 권장사항에는 헬리콥터 조종사에게 적절한 시작 모션신호를 제공하도록 모의비행장치 모션시스템에서 존재해야 할 매개변수의 설명을 포함한다. 제공된 정보는 6개의 운동(피치, 롤, 요, 수직, 가로 및 세로) 축을 포함하며 변위, 속도 및 가속도에 대해 설명한다. 또한 초기 회전 및 선형 가속에 대한 매개변수에 관한 정보도 포함되어 있다. 이 표에 열거된 매개변수들은 C, D등급 모의비행장치에만 적용되는 것으로 모션시스템의 성능에 맞게 추천된 것이며, 이 사항들은 요건에는 포함되지 않는다.

[표 9-2] C, D등급 헬리콥터 모의비행장치에 대한 모션시스템 권장사항

a.	모션시스템 포위선도(Motion System Envelope)	
a.1.	피치(Pitch)	
a.1.a.	변위(Displacement)	±25°
a.1.b.	속도(Velocity)	±20°/sec
a.1.c.	가속도(Acceleration)	±100°/sec^2
a.2.	롤(Roll)	
a.2.a.	변위(Displacement)	±25°
a.2.b.	속도(Velocity)	±20°/sec
a.2.c.	가속도(Acceleration)	±100°/sec^2
a.3.	요(Yaw)	
a.3.a.	변위(Displacement)	±25°
a.3.b.	속도(Velocity)	±20°/sec
a.3.c.	가속도(Acceleration)	±100°/sec^2
a.4.	수직(Vertical)	
a.4.a.	변위(Displacement)	±34 in
a.4.b.	속도(Velocity)	±24 in
a.4.c.	가속도(Acceleration)	±0.8 g
a.5.	가로방향(Lateral)	
a.5.a.	변위(Displacement)	±45 in
a.5.b.	속도(Velocity)	±28 in/sec
a.5.c.	가속도(Acceleration)	±0.6 g
a.6.	세로방향(Longitudinal)	
a.6.a.	변위(Displacement)	±34 in

a.6.b.	속도(Velocity)	±28 in/sec
a.6.c.	가속도(Acceleration)	±0.6 g
a.7.	초기 회전 가속도 비율 (Initial Rotational Acceleration Ratio)	All axes 300°/ sec^2/sec
a.8.	초기 선형 가속도 비율 (Initial Linear Acceleration Ratio)	
a.8.a.	수직(Vertical)	±6g/sec
a.8.b.	가로방향(Lateral)	±3g/sec
a.8.c.	세로방향(Longitudinal)	±3g/sec

7. 음향시스템

가. 일반사항

헬리콥터 내 전체 소리(음향) 환경은 매우 복합적인 것으로 대기조건, 헬리콥터 형상, 대기속도, 고도 및 동력 설정에 따라 변화한다. 조종실 음향은 조종실 운용환경의 중요한 구성요소이며, 조종사에게 중요한 정보를 제공한다. 이러한 청각적 단서는 조종사에게 도움(비정상 상황의 지시)이 될 수도 있지만, 방해(산만하거나 성가신 경우)가 될 수도 있다. 효과적인 훈련을 위해, 모의비행장치는 정상 및 비정상 운항 중에 조종사가 인지할 수 있는 조종실 음향을 제공하여야 하며, 헬리콥터의 음향과 비교할 수 있어야 한다. 모의비행장치 운용자는 해당 장치가 설치될 장소의 배경 소음을 주의 깊게 평가해야 한다. 음향 요구조건의 준수를 입증하기 위해 [표 9-1]의 객관적 또는 검증 시험은 조종사가 일반적으로 경험하는 정상 정적 조건의 대표적인 샘플을 제공하기 위하여 선택되었다.

나. 대체 추진장치

모의비행장치가 다중 추진 구성을 갖춘 경우, 헬리콥터 제작자 또는 다른 데이터 공급자에 의해 추진 시스템(엔진 또는 프로펠러) 변화에 따라 현저한 차이가 있다고 식별된 경우, [표 9-1]에 열거된 모든 조건은 평가를 위해 QTG의 일부로 제시되어야 한다.

다. 데이터 및 데이터 수집 시스템

(1) 비행 시뮬레이터 제작자에게 제공된 정보는 “국제항공운송협회(IATA) 모의비행장치 설계 및 성능 데이터 요건"에 제안된 양식으로 제시되어야 한다. 이 정보는 교정 및 주파수 응답 데이터를 포함하여야 한다.

(2) [표 9-1]에 열거된 시험의 수행에 사용된 시스템은 다음의 기준을 준수하여야 한다.

(가) 옥타브, 1/2 옥타브 및 3옥타브 밴드 필터세트에 대한 사양은 미국 국립표준협회(ANSI) S1.11-1986에서 확인할 수 있다.

(나) 측정 마이크 유형은 국제전기기술위원회(IEC) 1094-4-1995에 규정대로, WS2 형식 또는 개선된 것이어야 한다.

(3) 헤드셋

헤드셋이 헬리콥터의 정상운용 시 사용되는 경우, 모의비행장치 평가 중에도 사용되어야 한다.

(4) 재생장비

최초 평가과정 중에 QTG 조건의 재생장비와 녹화가 제공되어야 한다.

(5) 배경소음

(가) 배경소음은 비행 시뮬레이터의 소음으로 헬리콥터와 무관하지만, 비행 시뮬레이터의 냉각, 유압시스템 및 건물 내 다른 장소에서 발생하는 외부소음에 의해 발생한다. 배경소음은 헬리콥터 음향의 정확한 시뮬레이션에 심각한 영향을 미칠 수 있으므로 헬리콥터 음향 이하로 유지하여야 한다. 어떤 경우에는 배경소음을 상쇄하기 위하여 시뮬레이션의 음향 수준을 증가시킬 수 있다. 그러나 이러한 방법은 지정된 허용오차 및 평가 조종사에 대한 음향 환경의 주관적 수용성에 의하여 제한된다.

(나) 배경소음 수준의 수용성은 재현된 헬리콥터의 정상 음향 수준에 따라 달라진다. 다음 지점에서 정의한 선 아래로 떨어지는 배경소음은 허용될 수 있다.

(1) 70dB @ 50Hz

(2) 55dB @ 1000Hz

(3) 30dB @ 16kHz

(주: 이 제한수치는 비가중 1／3 옥타브 밴드 음향 수준이다. 배경소음에 대한 이러한 제한수치를 충족한다고 해서 비행 시뮬레이터로 인정되는 것을 보장하는 것은 아니다. 이 제한치 이하로 떨어지는 헬리콥터 음향은 신중히 검토해야 하며, 배경소음에 대한 하한치가 필요할 수 있다.

(6) 유효성 검증 시험

모의비행장치가 헬리콥터를 재현하는지 확인하기 위하여 지정된 허용오차를 적용할 때 헬리콥터 기록 결함이 고려되어야 한다. 전형적인 결한 사례로 다음과 같은 것들이 있다.

(가) 항공기 식별번호 간 데이터 변동

(나) 마이크의 주파수 응답

(다) 측정의 반복성

[표 9-3] 계속되는 인증에서의 주파수 응답 시험 허용오차

밴드 중앙 주파수	최초 결과 (dBSPL)	계속되는 인증 결과 (dBSPL)	절대차
50	75.0	73.8	1.2
63	75.9	75.6	0.3
80	77.1	76.5	0.6
100	78.0	78.3	0.3
125	81.9	81.3	0.6
160	79.8	80.1	0.3
200	83.1	84.9	1.8
250	78.6	78.9	0.3
315	79.5	78.3	1.2
400	80.1	79.5	0.9
500	80.7	79.8	0.9
630	81.9	80.4	1.5
800	73.2	74.1	0.9
1000	79.2	80.1	0.9
1250	80.7	82.8	2.1
1600	81.6	78.6	3.0
2000	76.2	74.4	1.8
2500	78.5	80.7	1.2
3150	80.1	77.1	3.0
4000	78.9	78.6	0.3
5000	80.1	77.1	3.0
6300	80.7	80.4	0.3
8000	84.3	85.5	1.2
10000	81.3	79.8	1.5
12500	80.7	80.1	0.6
16000	71.1	71.1	0.0
평균			1.1

8. 새로운 또는 파생 헬리콥터 모의비행장치 인증에 관한 추가정보

가. 일반적으로 성능, 조종 특성, 항공전자시스템에 대한 헬리콥터 제작사의 승인된 최종 데이터는 새로운 또는 파생 헬리콥터가 서비스를 시작하고 한참 후까지 이용할 수 없다. 그러나 조종사 교육과 인증은 첫 헬리콥터의 서비스 투입 여러 달 전에 시작된다. 결과적으로 모의비행장치의 중간 인증을 위해 헬리콥터 제작사가 제공한 예비 데이터를 사용해야 할 수도 있다.

나. 이러한 경우, 검사관은 훈련, 인증 및 서비스 도입을 위해 필요한 프로그램 일정을 허용하기 위하여 어떤 부분적으로 검증된 예비 헬리콥터, 시스템 데이터 및 조기 출하(Red label)된 항공전자장비 데이터를 수락할 수 있다.

다. 예비 데이터에 기반하여 인증을 취득하려는 모의비행장치 운영자는 인증에 필요한 예비 데이터의 사용을 위한 특별 약정을 체결하기 위하여 검사관과 협의하여야 한다. 운영자는 데이터 및 인증 계획을 개발하기 위하여 헬리콥터 및 모의비행장치 제작사와 협의하여야 한다.

라. 예비 데이터의 인정을 받기 위해 따라야 하는 절차는 경우에 따라, 그리고 헬리콥터 제작사에 따라 다양하다. 각 헬리콥터 제작사의 신규 헬리콥터 개발 및 시험 프로그램은 특정 프로젝트의 요구도에 적합하게 설계되었으며, 다른 제작사의 프로그램 또는 다른 헬리콥터에 대한 동일 제작사의 프로그램에서조차 동일한 이벤트 또는 이벤트의 순서가 포함될 수 없다. 그러므로, 예비 데이터의 수용에 대하여 규정된 불변의 절차는 없다. 대신에 모의비행장치 운영자, 헬리콥터 제작사, 비행 시뮬레이터 제작사 및 검사관이 합의한 최종 이벤트의 순서, 데이터 소스 및 검증 절차를 설명하는 진술문이 있어야 한다.

주: 모의비행장치 모델링 및 검증을 위해 필요한 헬리콥터 제작사가 제공하는 데이터에 대한 설명은 “회전익항공기 종합 훈련 기기에 대한 항공 협회 데이터 패키지 요건”에서 확인할 수 있다.

마. 예비 데이터는 최종 데이터가 예비 추정치에서 크게 벗어나지 않는다는 보증으로, 제작사의 최선의 헬리콥터 재현이어야 한다. 이러한 예측 또는 예비 기법을 통해 도출된 데이터는 최소한 다음을 포함하여 가용할 수 있는 자료에 의해 검증되어야 한다.

(1) 제작사의 엔지니어링 보고서

보고서에는 사용된 예측 방법을 설명하고, 유사 프로젝트의 방법이 과거 성공한 것을 설명하여야 한다. 예를 들어, 제작사는 이전 헬리콥터 모델에 대한 해당 방법의 적용을

보여주거나, 이전 모델의 특성을 예측한 것과 그 결과를 해당 모델의 최종 데이터와 비교할 수 있다.

(2) 초기 비행시험 결과

이 데이터는 종종 헬리콥터 인증시험에서 도출되며, 초기 모의비행장치 검증을 위해 최대한 유리하게 사용될 수 있다. 필수적인 조종사 훈련 및 인증 기동을 검증하기 위한 헬리콥터 인증 프로그램 초기에 일반적으로 수행되는 특정 중요 시험들이 포함되어야 한다. 이들 시험에는 조종사가 헬리콥터 고장 모드 또는 엔진 고장에 대처하여야 할 것으로 예상되는 경우가 포함된다. 초기 데이터 활용은 헬리콥터 제작사의 비행시험 프로그램 설계에 따라 달라지며, 각 사례는 동일하지 않을 수 있다. 헬리콥터 제작사의 비행시험 프로그램에는 모의비행장치의 검증을 위하여 초기의 비행시험 결과 생성을 위한 조항이 포함하여야 한다.

바. 예비 데이터의 사용은 영구적이지 않으며, 헬리콥터 제작자의 최종 데이터는 해당 헬리콥터의 최초 서비스 개시 후 12개월 이내 또는 검사관, 운영자 및 헬리콥터 제작사가 협의한 바에 따라 이용할 수 있어야 한다. 예비 데이터를 이용하여 임시인증을 신청할 때, 운영자와 검사관은 업데이트 프로그램에 동의해야 한다. 여기에는 특별한 조건이 있거나 다른 일정이 인정되지 않는 한, 최종 데이터가 공개된 후 12개월 이내 해당 업데이트 사항이 모의비행장치에 설치될 것임을 명시하여야 한다. 모의비행장치의 성능 및 취급 검증은 비행시험을 통해 도출된 데이터를 기반으로 한다. 초기 헬리콥터 시스템 데이터는 엔지니어링 시험을 거친 후 업데이트되어야 하며, 최종 헬리콥터 시스템 데이터 또한 모의비행장치 프로그램 및 검증에 사용되어야 한다.

사. 모의비행장치 항공전자장비는 필수적으로 헬리콥터 항공전자장비 업데이트(하드웨어 및 소프트웨어)와 병행되어야 한다. 헬리콥터와 모의비행장치 업데이트 사이의 허용 시간 경과는 최소화되어야 한다. 이는 업데이트 규모, QTG 및 조종사 훈련과 인증에 영향을 미치는지 여부에 달려있다. 헬리콥터와 모의비행장치 항공전자장비 버전 차이와 모의비행장치 인증에 미친 결과는 모의비행장치 운영자와 검사관간에 합의되어야 하며, 인증과정 전반에 걸쳐 모의비행장치 제작사와의 협의가 바람직하다.

아. 다음은 예비 인증 계획의 개발에 사용될 수 있는 설계 데이터 및 원천자료에 대한 예시이다.

(1) 계획은 비행 시험 및 엔지니어링 시뮬레이션 데이터의 혼합을 기반으로 하는 QTG의 개발로 구성되어야 한다. 특정 헬리콥터 비행시험 또는 다른 비행에서 수집한 데이터의 경우, 수용가능한 POM을 지원하는데 필요한 설계모델 또는 데이터 변경사항

은 해당 헬리콥터 제작사에 의해 생성된 것이어야 한다.

(2) 두 세트의 데이터로 적절한 검증을 위해, 헬리콥터 제작사는 동일한 조종 입력으로 구동되고, 비행시험에서 기록된 것과 같이 동일한 대기조건에 따라 비행시험 데이터와 모의비행장치 응답을 비교하여야 한다. 모델 응답은 다음과 같이 시스템이 통합된 방식으로 실행되고, 모의비행장치 제작사가 발행한 설계 데이터와 일치하는 시뮬레이션에서 비롯된 것이어야 한다.

(가) 추진(Propulsion)

(나) 공기역학(Aerodynamics)

(다) 질량특성(Mass properties)

(라) 비행조종(Flight controls)

(마) 안정성증대(Stability augmentation)

(바) 브레이크/착륙장치(Brakes/Landing Gear)

자. 새로운 헬리콥터 형식의 모의비행장치 인증 시 조종 특성 및 성능 평가를 판단하기 위해 자격을 갖춘 시험 조종사가 검증하여야 한다.

9. 모의비행장치 엔지니어링 - 데이터 검증

가. 시뮬레이션된 헬리콥터 형상의 변경으로 완전하게 검증된 모의비행장치(예; 비행시험 결과로 검증된)가 변경되는 경우, 헬리콥터 제작사 또는 기타 인정할 수 있는 데이터 공급업체는 “검증된” 엔지니어링 모의비행장치/시뮬레이션의 검증 데이터를 제공하여 비행시험 데이터를 선택적으로 보완하기 위해 검사관과 협의하여야 한다. 검사관에게 검증 데이터로 사용될 데이터를 획득하는 동안 엔지니어링 시뮬레이션 또는 엔지니어링 모의비행장치의 사용을 검증할 기회가 제공되어야 한다. 검증된 데이터는 본질적으로 점진적인 변경에 대하여 사용될 수 있다. 제작사 또는 기타 데이터 공급업체는 헬리콥터 성능의 예측된 변경이 입증된 성공 이력과 검증 결과를 가진 수용 가능한 항공 원리에 기반함을 입증할 수 있어야 한다. 여기에는 예측 및 비행시험 검증 데이터의 비교를 포함하여야 한다.

나. 비행시험에서 도출된 데이터에 대한 대체방안으로 시뮬레이션 검증 데이터에 대하여 엔지니어링 모의비행장치를 사용하려는 헬리콥터 제작사 또는 기타 인정할 수 있는 데이터 공급업체는 검사관과 연락하여 다음 사항을 제공하여야 한다.

(1) 제안된 항공기 변경에 대한 설명, 제안된 모의비행장치 모델 변경사항에 대한 설명 및 원 모델에서 현 모델로 이어지는 단계별 설명을 포함하는 실제 시뮬레이션 모델 수정에 대한 검사를 포함하는 통합 형상관리 프로세스의 사용

(2) 제안된 계획에 대한 검사관 검토를 위한 일정 및 제안의 수용성을 확립하기 위한 후속 검증 데이터

(3) 비행시험 데이터의 특정 구간을 보충하기 위하여 검사된 엔지니어링 모의비행장치/시뮬레이션의 검증 데이터

다. 공기역학, 엔진, 비행 조종 또는 지상 조종 모델에 대한 엔지니어링 모의비행장치 검증 데이터를 공급하기 위한 인증을 받기 위하여 헬리콥터 제작사 또는 기타 인정할 수 있는 데이터 공급업체는 다음과 같아야 한다.

(1) 다음과 같은 능력을 입증할 수 있어야 한다.

(가) 높은 정확도가 있는 시뮬레이션 모델의 개발과 구현

(나) 조종 및 성능 특성에 대한 추가적인 비행시험 활동을 피하기 위하여 충분한 정확도가 있도록 헬리콥터 조종 및 성능을 예측

(2) 엔지니어링 모의비행장치는 다음을 갖추어야 한다.

(가) 시뮬레이션된 헬리콥터의 등급을 재현하는 조종실을 갖춘 물리적 객체

(나) 수동 비행을 위한 충분한 제어장치

(다) 통합된 방식으로 구동되는 모델

(라) 원본 또는 기준 시뮬레이션 모델로서 완전한 비행시험으로 검증된 시뮬레이션 모델

(마) 조종실 외부 시각 시스템

(바) 배포된 소프트웨어의 검증을 지원하기 위하여 동등한 소프트웨어 시뮬레이션이 있는 교환가능한 실제 항공전자장비 박스

(사) 훈련 커뮤니티에 배포된 것과 동일한 모델 사용(독립형 일치 증명 및 점검 문서를 생성하는데 사용)

(아) 헬리콥터 개발 및 인증 지원에 사용

(자) 제작사의 조종사(또는 기타 인정가능한 데이터 제공업체), 인증서 소지자 및 검사관에 의해 헬리콥터에 대한 높은 정확도가 있는 것으로 확인됨

(3) 대표적인 통합된 일치 증명 사례의 세트를 생성하기 위하여 엔지니어링 모의비행장치를 사용한다.

(4) 엔지니어링 모의비행장치의 작동 구성요소에 대한 하드웨어 및 소프트웨어를 포함하는 형상 제어 시스템을 사용한다.

(5) 변경의 예측 효과가 이 규정의 조항 내에 있음을 입증하고, 추가적인 비행시험 데이터를 요구하지 않음을 확인한다.

라. 검증 데이터에 대한 추가 요건

(1) 검증 데이터를 제공하는 데 사용될 때, 엔지니어링 모의비행장치는 데이터 패키지를 제외하고는 훈련 모의비행장치에 현재 적용할 수 있는 모의비행장치 기준을 충족하여야 한다.

(2) 사용된 데이터 패키지는 다음과 같아야 한다.

(가) 헬리콥터 설계, 개발 또는 인증 프로세스에서 도출된 엔지니어링 예측으로 구성되어야 한다.

(나) 공기역학, 엔진 작동, 항공전자장비 작동, 비행 조종 적용 또는 지상 조종에 대해 입증된 성공 이력과 검증 결과를 가진 허용 가능한 항공 원칙에 기반하여야 한다.

(다) 기존 비행시험 데이터로 검증되어야 한다.

(라) 비행시험 헬리콥터가 아닌 양산 헬리콥터의 형상에 적용할 수 있어야 한다.

(3) 엔지니어링 모의비행장치 데이터가 QTG의 일부로 사용되는 경우, 훈련 모의비행장치와 검증 데이터는 필수적으로 일치해야 한다.

(4) 이들 기준과 수정된 시뮬레이션 모델을 사용하는 모의비행장치는 ICAO Doc 9625, “비행 모의비행장치의 인증을 위한 기준 매뉴얼”과 같이 최소한 국제적으로 인정된 기준을 충족하여야 한다.

10. 보류(Reserved)

11. 검증시험 허용오차

가. 비행시험 외의 허용오차, 엔지니어링 모의비행장치 데이터 또는 기타 비행시험 외 데이터가 [표 9-1]에 나열된 객관적인 시험의 허용가능한 양식으로 사용되는 경우, 데이터 공급자는 관련 비행시험 허용오차의 20% 내에서 엔지니어링 시뮬레이션 결과를 복제할 수 있고 문서화 되어있는 수학적 모델과 시험 절차를 제공하여야 한다.

나. 배경

(1) [표 9-1]에 나열된 허용오차는 기준으로서 비행시험 데이터를 사용하여 일치의 품질을 측정하도록 설계되었다.

(2) 올바른 엔지니어링 판단을 위해 모든 시험에서 모든 허용오차를 적용하여야 한다. 결과가 규정된 허용오차를 벗어날 경우 시험은 실패한다.

(3) 기준 데이터를 생성하기 위해 사용된 동일한 시뮬레이션 모델이 모의비행장치(예; 두 세트의 결과는 “본질적으로” 유사)를 시험하는 데 사용되기 때문에 엔지니어링 모의비행장치 데이터는 수락 가능하다.

(4) 두 소스의 결과는 다음과 같은 사유로 달라질 수 있다.

(가) 하드웨어(항공전자장비 유닛 및 비행 조종장치)

(나) 반복 속도

(다) 실행 순서

(라) 통합 방법

(마) 프로세서 아키텍처

(바) 다음을 포함한 디지털 동향

(i) 보관 방법

(ii) 데이터 취급 차이

(iii) 트림 허용오차 자동 시험

(5) 기준 데이터와 비행 모의비행장치 결과 사이의 허용오차 한계는 일반적으로 해당 “비행시험” 허용오차의 20%이다. 그러나, 사용된 모의비행장치 모델이 더 높은 정확도를 갖거나 통합된 시험 루프에서 그것들이 계단식으로 연결된 방식이 데이터 제공자가 공급한 것보다 더 높은 정확도를 갖는 경우가 있을 수 있다. 이러한 상황에서는 20% 보다 큰 오류가 발행할 수 있으며, 모의비행장치 운영자가 적절한 설명을 제공하는 경우 20% 보다 큰 오류는 인정될 수 있다.

(6) 다음과 같은 이유로 엔지니어링 시뮬레이터가 생성한 검증 데이터에 허용오차를 적용하기 위한 지침이 필요하다.

(가) 비행시험 데이터가 종종 기술적인 사유로 인해 사용할 수 없는 경우

(나) 대체 기술적 솔루션이 발달하고 있는 경우

(다) 비용이 높은 경우

12. 검증 데이터 로드맵

가. 헬리콥터 제작사 또는 기타 데이터 공급업체는 데이터 패키지의 일부로서 검증 데이터 로드맵(VDR) 문서를 제공하여야 한다. VDR 문서는 QTG에서 검증 데이터로 사용할 최상의 데이터 소스로 권장하는 헬리콥터 검증 데이터 공급업체의 안내 지침을 포함한다. VDR은 예비 평가, 1992년 이전에 인증을 받은 헬리콥터에 대한 모의비행장치 인증 및 대체 엔진 또는 항공전자장치 적합성 인증을 요청할 때 특별한 가치가 있다. QPS에 포함된 기준에 따라 인증받은 기기를 갖추려는 운영자는 계획 단계에서 가능한 빨리 검사관에게 VDR을 제출하여야 한다. 검사관은 QTG에 대한 검증 자료로 사용될 데이터를 승인하는 최종 권한이 있다.

나. VDR은 모든 요구되는 시험에 대한 데이터의 소스(매트릭스 형식으로)를 식별해야 한다. 또한, 특정 엔진 형식, 추력 등급 구성 및 헬리콥터 조종 품질 및 성능에 영향을 끼치는 모든 항공전자장비의 개정 수준에 대하여 이들 데이터의 검증에 관한 지침을 제공해야 한다. VDR에는 데이터 또는 파라미터가 누락되거나, 엔지니어링 시뮬레이션

데이터가 사용되거나, 비행시험 방법에 대한 설명이 필요하거나 데이터 요건에 차이가 있는 경우에 대한 근거 또는 설명을 포함하여야 한다. 추가적으로 문서에는 검증 데이터의 기타 적절한 자료를 참조하여야 한다.(예; 음향 및 진동 데이터 문서)

다. [표 9-4]의 헬리콥터에 대한 샘플 검증 데이터 로드맵(VDR)은 테스트의 간략한 목록에 대한 검증 데이터의 출처를 식별하는 일반적인 로드맵 매트릭스를 보여준다. 이 샘플 문서에서는 헬리콥터 값 대신에 고정익 파라미터를 사용한다. 이것은 단지 샘플일 뿐이고 실제 데이터를 제공하는 것은 아니다. 완전한 매트릭스는 헬리콥터 적용에 대한 모든 시험 조건을 다루어야 하며 실제 데이터 및 데이터 출처를 제공하여야 한다.

라. 근거 페이지의 두 가지 예는 IATA의 “Flight Simulator Design and Performance Data Requirements” 문서의 Appendix F에 제시되어 있다. 여기에는 데이터 이상을 설명하거나 QTG 검증 요건에 대한 대체 데이터 사용 목적의 수용 가능한 기준을 제공하는 데 사용된 헬리콥터의 형식과 항공전자장비 형상 정보 및 기술적인 엔지니어링 근거를 설명한다.

[표 9-4] Sample Validation Data Roadmap for Helicopters

ICAO or IATA #	Test Description		Validation Source		Validation Document						Comments
Notes: 1. Only one page is shown; and some test conditions were deleted for brevity. 2. Relevant regulatory material should be consulted and all applicable tests addressed. 3. Validation source, document and comments provided herein are for reference only and do not constitute approval for use. 4. CCA mode must be described for each test condition. 5. If more than one aircraft type (e.g., derivative and baseline) are used as validation data more columns may be necessary.		CCA Mode	Aircraft Flight Test Data	Engineering Simulator Data (DEF-73 Engines)	Aerodynamics POM Doc.#xxx123, Rev. A	Flight Controls POM Doc.#xxx456, NEW	Ground Handling POM Doc. #xxx789, Rev. B	Propulsion POM Doc. #321, Rev. C	Integrated POM Doc. #xxx654, Rev. A	Appendix to this VDR Doc. #xxx987, NEW	*Legend:* D71 = Engine Type (Thrust Rating of 71.5K) D73 = Engine Type (Thrust Rating of 73K) Bold upper case = primary validation source. Lower case, within parentheses = alternative validation source. R = Rationale included in the data package Appendix.
1.a.1.	Minimum Radius Turn.		**X**				**D71**				
1.a.2.	Rate of Turn vs. Nosewheel Angle (2 speeds).		**X**				**D71**				
1.b.1.	Ground Acceleration Time and Distance.		**X**				(d73)		**D73**		Primary data contained in IPOM.
1.b.2.	Minimum Control Speed, Ground (Vmcg).		(x)	**X**	(d71)					**D73**	See engineering rationale for test data in VDR.
1.b.3.	Minimum Unstick Speed (Vmu).		**X**		**D71**						
1.b.4.	Normal Takeoff.		**X**		(d73)				**D73**		Primary data contained in IPOM.
1.b.5.	Critical Engine Failure on Takeoff.		**X**		(d71)					**D73**	Alternative engine thrust rating flight test data in VDR.
1.b.6.	Crosswind Takeoff.		**X**		(d71)					**D73**	Alternative engine thrust rating flight test data in VDR.
1.b.7.	Rejected Takeoff.		**X**		**D71**					**R**	Test procedure anomaly; see rationale.
1.b.8.	Dynamic Engine Failure After Takeoff.			**X**						**D73**	No flight test data available; see rationale.
1.c.1.	Normal Climb – All Engines.		**X**		(d71)				**D71**		Primary data contained in IPOM.
1.c.2.	Climb – Engine-out, Second Segment.		**X**		(d71)					**D73**	Alternative engine thrust rating flight test data in VDR.
1.c.3.	Climb – Engine-out, Enroute.		**X**		(d71)					**D73**	AFM data available (73K).
1.c.4.	Engine-out, Approach Climb.		**X**		**D71**						
1.c.5.a.	Level Flight Acceleration.		(x)	**X**	(d73)					**D73**	Eng sim data w/ modified EEC accel rate in VDR.
1.c.5.b.	Level Flight Deceleration.		(x)	**X**	(d73)					**D73**	Eng sim data w/ modified EEC accel rate in VDR.
1.d.1.	Cruise Performance.		**X**		**D71**						
1.e.1.a.	Stopping Time & Distance (Wheel brakes / Light weight).			**X**	**D71**					(d73)	No flight test data available; see rationale.
1.e.1.b.	Stopping Time & Distance (Wheel brakes/ Med. weight).		**X**	(x)	**D71**					(d73)	
1.e.1.c.	Stopping Time & Distance (Wheel brakes / Heavy weight).		**X**	(x)	**D71**					(d73)	
1.e.2.a.	Stopping Time & Distance (Reverse thrust / Light weight).		**X**	(x)	**D71**					(d73)	
1.e.2.b.	Stopping Time & Distance (Reverse thrust / Med. Weight).			**X**	(d71)					**D73**	No flight test data available; see rationale.

13. 보류(Reserved)

14. 대체적합 항공전자장비(비행 관련 컴퓨터 및 제어장치) 허용지침

가. 배경

(1) 새로운 헬리콥터 형식의 경우, 비행검증 데이터 대다수는 “Base-line” 비행 관련 항공전자장비 세트가 있는 첫번째 헬리콥터 형상에서 수집된다. 이들 데이터는 헬리콥터 형식을 재현하는 모든 비행 시뮬레이터를 검증하는 데 사용된다.

(2) 베이스라인과 다른 하드웨어 설계 또는 이전에 검증된 형상과 다른 소프트웨어 개정본과 항공전자장비가 있는 헬리콥터를 재현하는 비행 시뮬레이터에 대해서는 추가적인 검증 데이터가 필요할 수 있다.

(3) 추가 또는 대체 항공전자장비 구성이 있는 비행 시뮬레이터로 인증을 받을 경우, QTG에는 항공전자장치 차이가 상당할 것으로 예상되어, 선택된 사례에 대해 검증 데이터에 대한 시험을 포함하여야 한다.

나. 대체 항공전자장비 검증을 위한 승인 지침

(1) 다음의 지침은 수정된 항공전자장비 또는 둘 이상의 항공정자장비 구성을 갖춘 헬리콥터를 재현하는 비행 시뮬레이터에 적용한다.

(2) 기준 검증 데이터는 다른 데이터가 특별하게 허용되는 경우(예; 엔지니어링 비행 시뮬레이터 데이터)를 제외하고는 비행시험 데이터를 기반으로 하여야 한다.

(3) 헬리콥터 항공전자장비는 QTG 결과에 제시되는 항공기 응답에 기능적인 거동에 기여하는 시스템 또는 구성요소와 그렇지 않은 시스템 두 그룹으로 분할될 수 있다. 다음의 항공전자장비는 하드웨어 설계 변경 또는 소프트웨어 개정으로 기준 항공전자장비 구성(적용가능한 경우, 엔진, 오토파일럿, 브레이크 시스템, 앞바퀴 조향 시스템에 대한 비행조종 컴퓨터와 제어장치)에 대한 항공기 응답에 상당한 차이를 유발할 수 있는 기여 시스템의 예이며, 증대 시스템과 같은 관련 항공전자장비도 고려되어야 한다.

(4) 대체 항공전자장비의 적합성에 대한 QTG에 사용된 검증 데이터의 수용성은 다음에 따라 결정되어야 한다.

(가) QTG 검증 시험 응답에 영향을 미치지 않는 항공전자장비 시스템 또는 구성요소 변경의 경우, QTG 시험은 이전에 검증된 항공전자장비 구성의 검증 데이터를 기반으로 할 수 있다.

(나) 특정 시험이 변경의 영향을 받지 않는 기여 시스템에 대한 항공전자장비 변경의 경우(예; 항공전자장비 변경이 내장 시험장비 업데이트 또는 다른 비행단계의 변경인 경우), QTG 시험은 이전에 검증된 항공전자장비 구성의 검증 데이터를 기반으로 할 수 있다. QTG는 이러한 항공전자장비 변경이 시험에 영향을 미치지 않는다는 신뢰

할 만한 근거(예; 헬리콥터 제작사 또는 시스템 공급업체)를 포함하여야 한다.

(다) 기여 시스템에 대한 항공전자장비 변경의 경우, 어떤 새로운 기능이 추가되지 않고 헬리콥터 응답에 대한 항공전자장비 변경의 영향이 입증된 성공 이력과 검증 결과를 가진 허용할 수 있는 항공원리에 기반한 경우, QTG는 이전에 검증된 항공전자장비 구성의 검증 데이터를 기반으로 할 수 있다. 이는 개정된 항공전자장비 구성에서 생성된 헬리콥터 제작사의 엔지니어링 시뮬레이션의 항공전자장비 관련 특정 검증 데이터로 보충되어야 한다. QTG는 변경의 특성과 헬리콥터 응답에 미치는 효과에 대한 설명을 포함하여야 한다.

(라) QTG의 일부 시험에 상당한 영향을 미치거나 새로운 기능이 추가된 기여 시스템에 대한 항공전자장비 변경의 경우, QTG는 이전에 검증된 항공전자장비 구성 및 대체 항공전장비 개정을 검증하기에 충분한 항공전자장비 관련 특정 비행시험 데이터와 같은 검증 데이터를 기반으로 하여야 한다. 항공전자장비의 변경이 포괄적인 비행 계측 패키지로 시험할 필요 없이 인증받은 경우, 추가적인 비행시험 검증 데이터는 필요하지 않을 수 있다. 헬리콥터 제작사는 비행시험 시뮬레이터 데이터 요건을 사전에 검사관과 협의하여야 한다.

(마) 매트릭스 또는 “로드맵”은 각 시험에 대한 적절한 검증 데이터 소스를 식별하는 QTG와 함께 제공되어야 한다. 로드맵은 특정 시험 등 결과에 영향을 미칠 수 있는 기여 항공전자장비 시스템의 개정 현황 식별을 포함하여야 한다.

15. 전송지연 시험

가. 여기에서는 비행 시뮬레이터 시스템을 통해 유도된 전송지연이 특정 시간 지연을 초과하지 않도록 결정하는 방법을 설명한다. 전송지연은 인터페이스를 통한 조종입력, 각 호스트 컴퓨터 모듈을 통한 조종입력 및 모션, 비행계기 및 시각 시스템에 대한 인터페이스를 통해 다시 측정되어야 한다. 전송지연은 최대 허용 간격을 초과해서는 안된다.

나. 전송지연의 4가지 예는 다음과 같다.

(1) 고전의 컴퓨터 사용없이 조종되는 항공기의 시뮬레이션

(2) 실제 헬리콥터 블랙박스를 사용하는 컴퓨터로 제어되는 항공기의 시뮬레이션

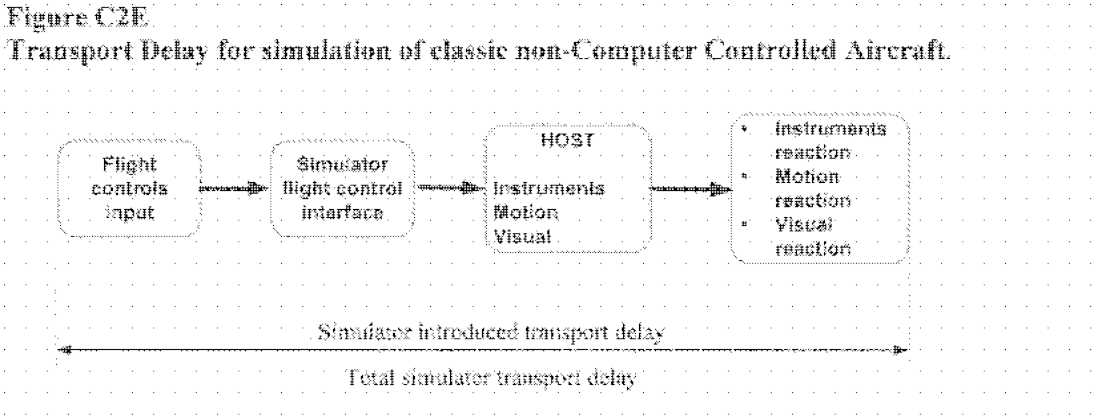
(3) 헬리콥터 박스의 소프트웨어 에뮬레이션을 사용하는 컴퓨터로 제어되는 항공기의 시뮬레이션

(4) 소프트웨어 항공전자장비 또는 재호스팅된 계기를 사용한 시뮬레이션

다. 아래 그림은 컴퓨터 없이 제어되는 헬리콥터에 대한 총 전송지연 또는 고전의 전

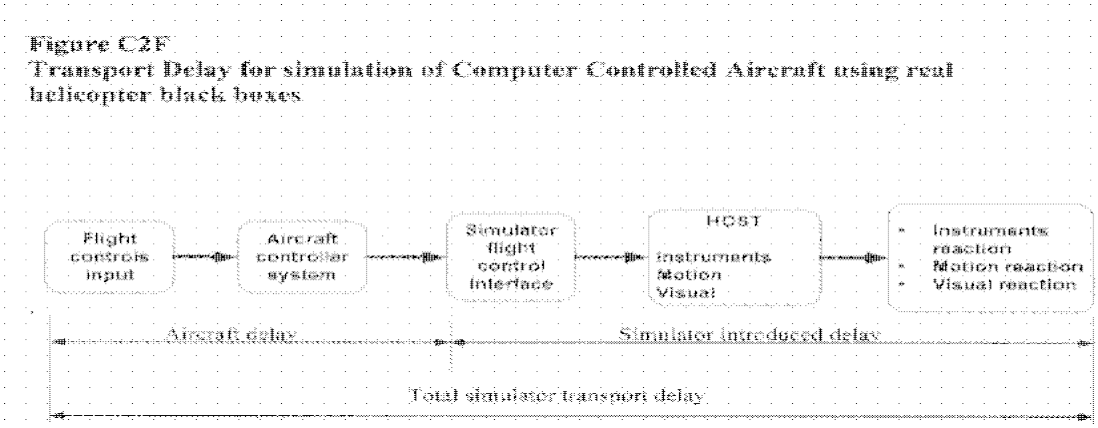
송지연 시험을 나타낸다. 이 경우 헬리콥터에 유도된 지연이 없기 때문에, 총 전송지연은 유도된 지연과 동등하다.

[그림 9-2] 고전의 컴퓨터 사용없이 조종되는 항공기 시뮬레이션의 전송 지연



라. 아래 그림은 실제 헬리콥터 제어시스템에서 사용하는 전송지연 시험방법을 나타낸다.

[그림 9-3] 실제 헬리콥터 제어시스템에서 사용하는 전송지연 시험방법



마. 모션, 계기 및 시각 신호에 대한 유도 전송 지연을 획득하기 위하여, 헬리콥터 제어장치에 의해 유도된 지연은 총 전송 지연에서 제외하여야 한다. 이 차이는 유도 지연을 나타내며, 표 [8-1]에 규정된 기준을 초과해서는 아니 된다.

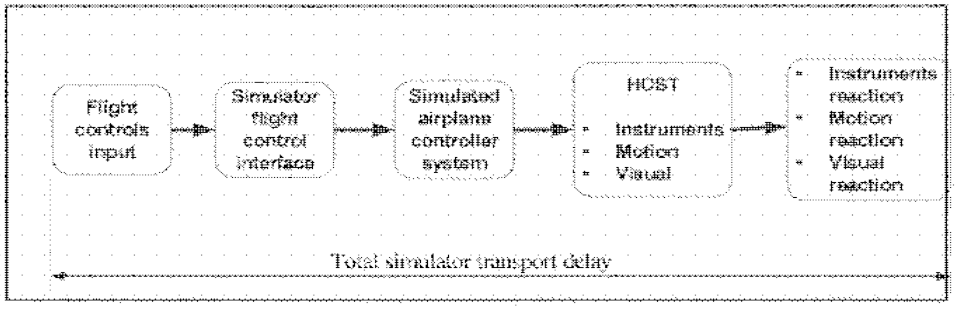
바. 유도 전송 지연은 조종실 입력에서부터 계기, 모션 및 시각 시스템의 응답까지 측정된다.

사. 조종 입력은 또한 헬리콥터 제어장치 시스템 입력 후 유도될 수 있으며, 유도된 전송지연은 조종 입력에서부터 계기, 시뮬레이터 모션 및 시각시스템의 응답까지 직접 측

정될 수 있다.

아. 아래 그림은 소프트웨어 에뮬레이트 헬리콥터 조종장치 시스템을 사용하는 비행 시뮬레이터에 사용된 전송지연 시험방법을 나타낸다.

Figure C2G
Transport Delay for simulation of Computer Controlled Aircraft using software emulation of helicopter boxes



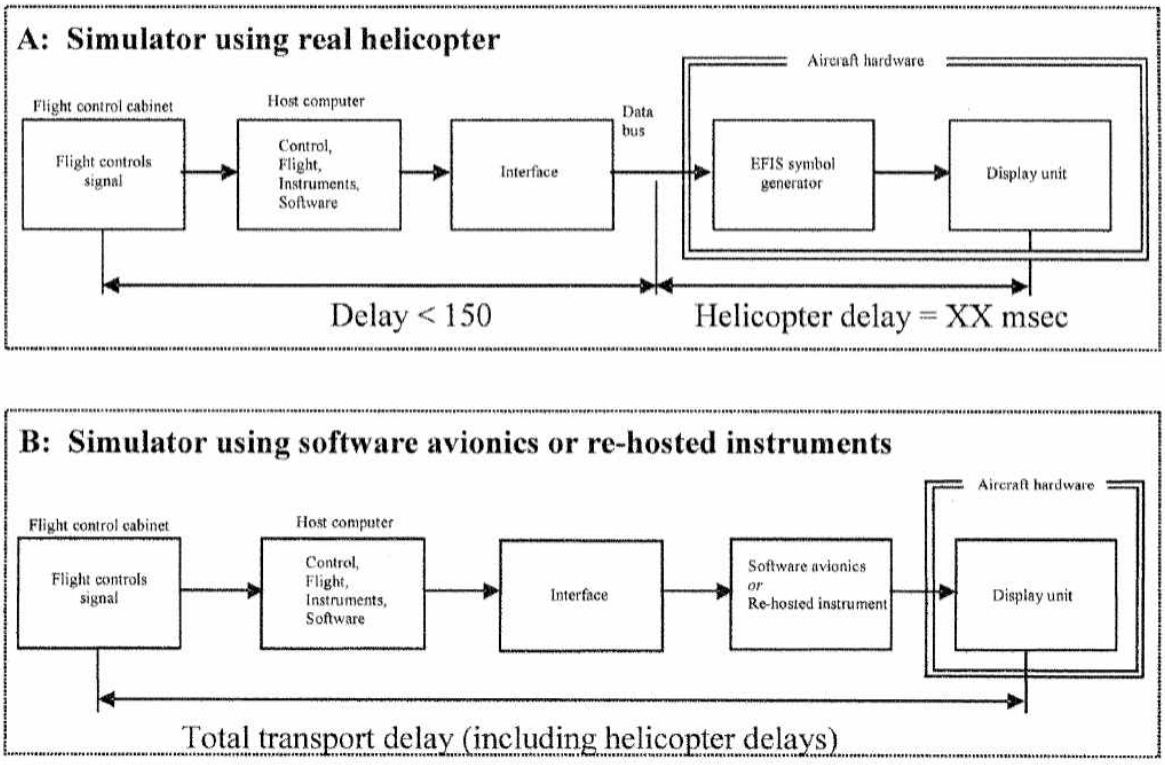
자. 피치, 롤 및 요 축에 대하여 시뮬레이션된 헬리콥터 제어장치 시스템 아키텍처를 사용하여 유도 전송지연을 측정할 수 없다. 그러므로, 신호는 조종사 제어장치로부터 직접 측정되어야 한다. 비행 시뮬레이터 제작사는 헬리콥터 제작사가 제공하는 실제 헬리콥터 제어장치 시스템에 내재된 지연이 있기 때문에 총 전송지연을 측정하고, 실제 헬리콥터 구성요소에 내재된 지연을 빼야 한다. 비행 시뮬레이터 제작사는 유도 지연이 [표 8-1]에 규정된 기준을 초과하지 않는지 확인하여야 한다.

차. 시뮬레이션되었거나 재-호스트된 디스플레이 대신 실제 헬리콥터 계기 디스플레이 시스템을 사용하는 비행 시뮬레이터에 대해 계기 신호에 대한 특별한 측정을 해야 한다. 비행 시뮬레이터 시스템의 경우, 총 전송지연이 측정되어야 하고 유도 지연이 [표 8-1]에 규정된 기준을 초과하지 않기 위하여 실제 헬리콥터 구성요소의 내재된 지연을 빼야 한다.

(1) [그림 9-5]의 A는 헬리콥터 디스플레이 시뮬레이션 없는 전송지연 절차를 나타낸다. 유도 지연은 데이터 버스에서의 조종 이동 및 계기 변경 사이의 지연으로 구성된다.

(2) [그림 9-5]의 B는 소프트웨어 항공전자장비 또는 재호스트된 기기로 인해 유도된 지연을 측정하는 데 필요한 수정된 시험방법을 나타낸다. 전체 시뮬레이션된 계기 전송지연이 측정되어야 하고 헬리콥터 지연을 이 총계에서 빼야 한다. 이 차이는 유도 지연을 나타내며, [표 8-1]에 규정된 표준을 초과해서는 아니 된다. 데이터 버스와 디스플레이 사이의 헬리콥터 고유 지연은 [그림 9-5]에 식별되어 있으며, 디스플레이 제작사는 이 지연시간을 제공하여야 한다.

[그림 9-5, 실제 또는 재-호스트된 계기 드라이버를 사용하는 헬리콥터 시뮬레이션에 대한 전송지연]



카. 기록된 신호

전송지연 계산을 수행하기 위하여 기록된 신호는 개략적인 블록 다이어그램으로 설명되어야 한다. 비행 시뮬레이터 제작사는 각 신호가 왜 선택되었고, 위의 설명과 어떤 관련이 있는지에 대한 설명을 제공하여야 한다.

타. 결과의 해석

비행 시뮬레이터 결과는 "샘플링 불확실성" 때문에 매 시험마다 시간에 따라 달라진다. 모든 비행 시뮬레이터는 호스트 컴퓨터에서 모든 모듈이 순차적으로 실행되는 특정한 속도로 구동된다. 비행 제어장치의 입력은 반복시 항상 일어날 수 있으나, 이들 데이터는 새로운 반복이 시작하기 전에는 처리되지 않는다. 예를 들어 60Hz로 구동되는 비행 시뮬레이터는 결과 사이에 16.67msec 만큼의 차이가 있을 수 있다. 이는 시험이 실패하였음을 의미하지는 않으며, 대신에 이러한 차이는 입력 처리의 변동에서 기인한다. 일부 조건에서 호스트 시뮬레이터와 시각 시스템은 동일한 반복 속도로 구동하지 않아서 시각 시스템에 대한 호스트 컴퓨터의 출력은 항상 동기화되지 않는다.

파. 전송지연 시험에서는 시각 시스템의 주간 및 야간 모드 작동 모두를 고려하여야 한다. 두 경우 [표 8-1]에 규정된 허용오차를 충족하여야 하고, 새로운 정보를 포함하는 첫번째 비디오 탐색 종료 전 모션 응답이 일어나야 한다.

16. 계속적인 인증 평가(검증 시험 데이터 제출)

가. 배경

(1) 비행 시뮬레이터 최초 평가과정 중 MQTG가 생성되며, 이는 마스터 문서(이후 개정본 포함)로서 비행 시뮬레이터에 대한 계속적인 인증 평가시험 결과와 비교된다.

(2) 현재 수락된 계속적인 인증 평가결과를 제시하는 방법은 기준 데이터와 비행 시뮬레이터 결과를 겹쳐서 나타내는 것이다. 시험이 명시된 허용오차 내에 있는지를 판단하기 위하여 시험 결과를 주의 깊게 검토한다. 이는 기준 데이터가 급격한 변화를 나타내거나, 허용오차를 적용할 때 엔지니어링 판단을 요구하게 되는는 명백한 이상징후를 보일 때 시간을 많이 소모하는 절차가 될 수 있다. 이런 경우 해결책은 MQTG의 결과와 비교하는 것이며, 계속적인 인증 결과는 수락을 위해 MQTG 결과와 비교된다. 운영자와 검사관은 최초 인증 이후 비행 시뮬레이터 성능의 변화를 조사하여야 한다.

나. 계속적인 인증 평가 시험 결과 제출

(1) 운영자는 최초 평가 및 이후 개정된 바에 따라 기록된 MQTG 비행 시뮬레이터 결과와 계속적인 인증 검증 시험 결과를 겹쳐서 나타내는 것이 권장된다. 검증 시험의 모든 변경사항은 쉽게 알 수 있어야 하며, 계속적인 인증 검증시험과 MQTG 결과를 나타내는 것 외에 운영자는 기준 데이터를 나타내는 것을 선택할 수 있다.

(2) 비행 시뮬레이터의 계속적인 인증 및 MQTG 검증시험 결과 사이에는 제안된 허용오차가 없다. MQTG와 계속적인 인증 비행 시뮬레이터 성능 사이의 불일치 검증은 비행 시뮬레이터 운영자와 검사관의 재량에 맡겨진다.

(3) 설명될 수 없는 반복성 문제로 인한 변동 이외의 두 결과 사이의 차이는 조사되어야 한다.

(4) 비행 시뮬레이터는 기준 데이터와 자동 및 수동 검증 시험 결과 모두를 겹쳐서 나타낼 수 있는 능력을 유지하여야 한다.

17. 대체 데이터 소스, 절차 및 계기(B 등급 모의비행장치만 해당)

가. 운영자는 대체 데이터 소스, 절차 및 계기를 사용할 필요가 없으나, 대체 소스를 사용하기로 선택한 모든 운영자는 [표 9-5]의 요건을 준수하여야 한다.

나. 숙련된 모의비행장치 제작사는 실제 비행시험 데이터의 가용성을 기다리는 동안

새로운 시뮬레이터 구성에 대한 데이터베이스를 구축하는 수단으로 그러한 기법을 사용하는 것이 표준 관행이 되었다. 공기역학적 모델링 기법으로 생성된 데이터는 활용될 때 비행시험 데이터와 비교된다. 그러한 비교를 통해 점점 더 일관성을 갖게 되고, 적절한 경험이 적용된 이러한 기법이 B등급 모의비행장치에 사용할 공기역학적 모델 개발을 신뢰할 수 있고 정확하다는 것을 나타낸다.

다. 성공적인 비교 이력을 바탕으로 검사관은 시뮬레이터 적용을 위한 공기역학적 모델의 개발에 경험이 있는 사람들이 이러한 모델링 기법을 성공적으로 사용하여 B등급 모의비행장치에 대한 비행 시험 데이터를 획득하는 방법을 변경할 수 있다고 결론지었다.

라. [표 9-5]의 정보(대체 데이터 소스, 절차 및 정보)는 시뮬레이터 모델링 및 검증을 위한 데이터 소스에 대해 수락가능한 대안, 그러한 모델링과 검증 데이터를 수집하기 위하여 전통적으로 사용된 절차 및 계기에 대해 수락 가능한 대안을 설명하기 위해 제시된다.

(1) 데이터 요구조건의 일부 또는 전부로 사용될 수 있는 대체 데이터 소스는 헬리콥터 정비매뉴얼, 회전익항공기 비행 교범(RFM), 헬리콥터 설계 데이터, 형식검사 보고서(TIR), 인증 데이터 또는 수락 가능한 부가 비행시험 데이터들이다.

(2) 운영자는 비행시험 또는 데이터 수립작업에서 대체 데이터 소스를 사용하기 전에 검사관과 협의하여야 한다.

마. 검사관이 이러한 대체 대이터 소스, 절차 및 계기의 사용을 결정할 때, 실제 항공기 측정에서 결정된 정확한 조정과 케이블 신축 특성(해당하는 경우)을 포함하여 엄격하게 정의되고, 완전하게 성숙된 시뮬레이션 제어장치의 사용을 기반으로 한다. 이 모델은 이러한 제한된 적용에서 비행시험 객관적 데이터를 위한 조종면 위치 측정을 필요로 하지 않는다.

바. 데이터는 관성 측정시스템 및 경사계, 조종실 제어장치의 힘/위치 측정 및 알려진 자기 방위각(예; 활주로 중심선)에 대해 명확한 시각 방향 기준을 포함하여 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다. 지상 트랙과 바람 보정 방향은 사이드슬립 각으로 사용될 수 있다.

사. 운영자는 가역 조종 시스템이 있는 헬리콥터에 관한 어떤 문제를 해결하기 위해 검사관과 연락하는 것이 권고되며, 이 표는 컴퓨터로 제어되는 항공기 비행 시뮬레이터에는 적용하지 않는다.

아. 이러한 대체 데이터 소스, 절차 및 계기를 사용한다고 하여 운영자가 B등급 FFS에 관한 이 문서에 포함된 정보들을 준수하지 않아도 되는 것은 아니다.

자. [표 9-5]에서 사용된 “관성 측정 시스템”이란 용어는 기능성 GPS의 사용을 포함한다.

차. 대체 데이터 소스, 절차 및 계기의 사용을 위한 동기화된 비디오는 다음과 같아야 한다.

(1) 디스플레이의 배율이 적절히 측정 및 비교가 될 수 있도록 충분한 분해능

(2) 유사한 측정, 비교를 할 수 있는 충분한 크기와 증분을 표시해야 한다. 비디오에서 제공된 세부사항은 수행된 특정 시험에 대하여 승인된 허용오차의 최소 ½까지 필요한 파라미터를 측정하고, 문제의 파라미터 통합으로 변화율을 획득할 수 있도록 충분한 명확성과 정확성을 가져야 한다.

[표 9-5] 대체 데이터 소스, 절차 및 계기

QPS requirements			정보
객관적인 시험 목록 시험 항목 및 제목	B등급	대체 데이터 소스, 절차 및 계기	참고사항
1.a.1.a. 성능 엔진 시동 및 가속	X	데이터는 모든 엔진 계기, 시동 버튼, 연료 공급 방법 및 “아이들”에서 “비행”까지 이동하는 방법을 동기화된 비디오 녹화를 사용하여 획득될 수 있으며, 스톱워치가 필요하다.	
1.a.1.b. 성능 정상상태 아이들 및 운항 RPM 조건	X	데이터는 모든 엔진 계기의 동기화된 비디오 녹화를 사용하여 획득될 수 있으며, “아이들”에서 “비행”까지 이동하는 방법의 상태를 포함한다.	
1.a.2. 성능 동력 터빈 속도 트림	X	데이터는 모든 엔진 계기의 동기화된 비디오 녹화를 사용하여 획득될 수 있으며, 속도 트림 액츄에이터의 위치는 수동으로 기록될 수 있다.	
1.a.3. 성능 엔진 및 로터 속도 통제	X	데이터는 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	
1.b.1. 성능 지상 활주시 최소 선회반경	X	형식검사보고서(TIR), 비행교범(AFM) 또는 설계 데이터가 사용될 수 있다.	
1.b.2. 성능 지상 활주 선회 속도 vs 노즈 휠 조향각	X	데이터는 일정한 조종장치 위치(각도기를 사용하여 측정) 또는 안정적인 상태의 선회를 위한 풀 페달 적용 및 방향계의 동기화된 비디오를 사용하여 획득될 수 있다. 풀 페달을 사용하지 않은 경우, 페달 위치가 기록되어야 한다.	하나의 절차가 모든 회전익 항공기의 조향 시스템에 적합할 수는 없으며, 동시성을 위하여 적절한 측정 절차가 고안되고 제안되어야 한다.
1.b.3. 성능 택시	X	데이터는 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	
1.b.4. 성능 제동	X	데이터는 스톱워치 및 활주로 거리 표시 표준에 합치하는 활주로 거리 표시와 같은 거리 측정수단을 사용하여 획득될 수 있다.	
1.c.1. 성능 활주 이륙	X	예비 인증 데이터가 사용될 수 있다. 데이터는 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다. 컬렉티브, 싸이클릭 및 페달 위치의 시간 이력은 컬렉티브 조작을 시작할 때부터 정상 상승할 때까지 기록되어야 한다. 지시된 토크 설정은 상승 순간 및 안정적인 정상 상승시 수기로 기록될 수 있다.	

QPS requirements			정보
객관적인 시험 목록 시험 항목 및 제목	B등급	대체 데이터 소스, 절차 및 계기	참고사항
1.c.2. 성능 한 엔진 부작동(OEI), 계속 이륙	X	데이터는 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다. 컬렉티브, 싸이클릭 및 페달 위치의 시간 이력은 컬렉티브 조작을 시작할 때부터 정상 OEI 상승시까지 기록되어야 한다. 지시된 토크 설정은 상승 순간 및 안정적인 정상 OEI 상승시 수기로 기록될 수 있다.	
1.f. 성능 수평비행, 트림된 비행조종위치	X	데이터는 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	
1.g. 성능 정상 상승, 트림된 비행조종위치	X	데이터는 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	
1.h.1. 강하 성능 및 트립된 비행조종위치	X	데이터는 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	
1.h.2. 오토로테이션 성능 및 트림된 비행조종위치	X	데이터는 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	
1.j.1. 성능 활주 착륙, 모든 엔진 작동	X	데이터는 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	
1.j.2. 성능 활주 착륙, 한 엔진 부작동	X	데이터는 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	
1.j.3. 성능 착륙포기	X	데이터는 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다. 동기화된 비디오는 “착륙포기” 결정 시간을 기록하여야 한다.	
2.a.1. 조종품질 정적 조종 점검, 싸이클릭 제어장치 위치 vs 힘	X	조종간 위치는 연속적인 조종간 위치 기록을 사용하여 획득될 수 있다. 힘 데이터는 각 제어축에서 조종 위치에 대해 힘을 교차하여 나타낼 수 있기 때문에 휴대용 힘 게이지를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.a.2. 조종품질 정적 조종 점검, 컬렉티브/페달 vs 힘	X	조종간 위치는 연속적인 조종간 위치 기록을 사용하여 획득될 수 있다. 힘 데이터는 각 제어축에서 조종 위치에 대해 힘을 교차하여 나타낼 수 있기 때문에 휴대용 힘 게이지를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.a.3. 조종품질	X	브레이크 페달 위치는 연속적인 위치	

QPS requirements			정보
객관적인 시험 목록 시험 항목 및 제목	B등급	대체 데이터 소스, 절차 및 계기	참고사항
브레이크 페달 힘 vs 위치		기록을 사용하여 획득될 수 있다. 힘 데이터는 브레이크 페달 위치에 대해 힘을 교차하여 나타낼 수 있기 때문에 휴대용 힘 게이지를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.a.4. 조종품질 트림 시스템 속도(모든 적용가능한 시스템)	X	조종 위치는 각 해당 시스템에서 속도를 제공하기 위해서 시간에 대해 표시된 연속적인 조종 위치 기록을 사용하여 획득될 수 있다.	
2.a.6. 조종품질 조종 시스템 유격	X	데이터는 직접 측정으로 획득될 수 있다.	
2.c.1. 세로방향 조종 품질 조종 응답	X	데이터는 관성 측정 시스템, 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	
2.c.2. 세로방향 조종 품질 정적 안정성	X	데이터는 관성 측정 시스템, 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	
2.c.3.a. 세로방향 조종 품질 동적 안정성, 장주기 응답	X	데이터는 관성 측정 시스템, 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	
2.c.3.b. 세로방향 조종 품질 동적 안정성, 단주기 응답	X	데이터는 관성 측정 시스템, 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	
2.c.4. 세로방향 조종 품질 기동 안정성	X	데이터는 관성 측정 시스템, 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	
2.d.1.a. 가로방향 조종 품질 조종 응답	X	데이터는 관성 측정 시스템, 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	
2.d.1.b. 방향 조종 품질 조종 응답	X	데이터는 관성 측정 시스템, 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	
2.d.2. 조종 품질 방향 정적 안정성	X	데이터는 관성 측정 시스템, 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	
2.d.3.a. 조종 품질 동적 가로방향 및 방향	X	데이터는 관성 측정 시스템, 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및	

QPS requirements			정보
객관적인 시험 목록 시험 항목 및 제목	B등급	대체 데이터 소스, 절차 및 계기	참고사항
안정성 횡방향 진동		조종실 제어장치의 힘/위치 측정, 그리고 스톱 워치를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.d.3.a. 조종 품질 동적 가로방향 및 방향 안정성 나선 안정성	X	데이터는 관성 측정 시스템, 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정, 그리고 스톱 워치를 사용하여 획득될 수 있다.	
2.d.3.c. 조종 품질 동적 가로방향 및 방향 안정성, Adverse/Proverse Yaw	X	데이터는 관성 측정 시스템, 교정된 헬리콥터 계기의 동기화된 비디오 및 조종실 제어장치의 힘/위치 측정을 사용하여 획득될 수 있다.	

18. 시각 디스플레이 시스템

가. FFS의 시준된 디스플레이의 기본 원리

(1) 시준된 디스플레이의 필수 특징은 그림에 주어진 지점으로부터 나오는 광선이 평행하다는 것이며, 평행 광선은 다음 두 가지의 특징을 갖고 있다.

(가) 보는 사람의 눈은 무한대에 초점이 맞춰져 있고 수렴하지 않으며, 물체가 멀리 있다는 신호를 제공한다.

(나) 그림에 주어진 지점에 대한 각은 다른 지점에서 보았을 때 변하지 않아서 물체가 보는 사람으로부터 상당한 거리에 있는 것처럼 기하학적으로 행동한다. 이들 신호는 자체 일관성이 있으며, 보는 사람으로부터 상당한 거리에 있는 것처럼 모델링된 모든 물체에 적용된다.

(2) 이상적인 상황에서 광선은 완벽하게 평행하지만, 구현 시에는 이상에 대한 근사치만 제공한다. 일반적으로, FFA 디스플레이는 보는 사람으로부터 약 20-33ft(6-10m)보다 멀리 위치한 이미지를 제공하며, 거리는 시점에 따라 다르다. 시준된 디스플레이의 개략적인 재현은 [그림 9-6]에 제시되어 있다.

(3) 시준된 디스플레이는 관심 영역이 참관자로부터 상대적으로 멀리 떨어져 있어서 물체에 대한 각도는 보는 위치에 무관하게 유지되어야 하기에 많은 시뮬레이션에 적용되기에 아주 적합하다. 접근 시 조종사에게 보여지는 일렬로 늘어선 활주로의 모습을 생각할 경우, 실제 활주로는 멀리 있고 활주로에서 조종사의 눈까지의 광선이 평행하며, 활주로는 조종사 모두에게 정면으로 보인다. 이러한 상황은 시준된 디스플레이에 잘 시뮬레이션 되고 [그림 9-7]에 제시되어 있다. 명확성을 위해 활주로까지의 거리가 짧아졌다는 것에 주의하여야 하며, 축척대로 그렸다면 활주로는 훨씬 더 멀어지고 두 조종사 좌석에서의 광선은 평행에 가까울 것이다.

(4) 시준된 디스플레이의 수평 시야는 약 210°에서 220°까지 확장될 수 있는 반면에

수직 시야는 약 40° ~ 45°로 제한되어 있다. 이러한 제한은 광학 품질의 균형과 디스플레이 구성요소, 조종실 구조물과의 간섭으로 인한 결과지만 헬리콥터 FFS에 대한 기준을 충족하기에 충분하다. 그러나, 최근 설계에는 헬리콥터 적용을 위해 60°까지의 수직 시야가 도입되었다.

나. FFS 돔(Dome 또는 비-시준된) 디스플레이의 기본 원리

(1) 돔 디스플레이의 상황은 [그림 9-8]에 제시되어 있다. 각도는 한 번에 하나의 시점에 대해서만 정확할 수 있으며, 그림의 시각 시스템은 오른쪽 좌석의 시점 위치에 대해서 정렬되어 있다. 이를 보는 사람의 경우 활주로는 항공기의 정면에 있는 것으로 보이나, 왼쪽에서 보는 사람은 활주로가 항공기의 오른쪽에 있는 것으로 보인다. 항공기가 여전히 활주로를 향해 이동 중이기 때문에 인지되는 속도 벡터는 활주로를 향할 것이며, 이는 항공기가 약간의 요 옵셋(Yaw offset)을 갖는 것으로 해석될 것이다.

(2) 지상에 가까운 헬리콥터 운항 시 조우하는 까까운 지면의 물체의 경우 상황은 실질적으로 다르다. 그런 경우, 보는 사람과 가까운 것으로 해석되어야 하는 물체가 시준된 디스플레이에서 먼 것으로 잘못 해석된다. 이러한 오류는 돔 디스플레이에서 실제로 감소될 수 있다.

(3) 돔 디스플레이의 가능 시야는 시준된 디스플레이의 것보다 클 수 있다. 구성에 따라 240° x 90°의 시야가 가능하며 초과될 수도 있다.

다. 추가 디스플레이 고려사항

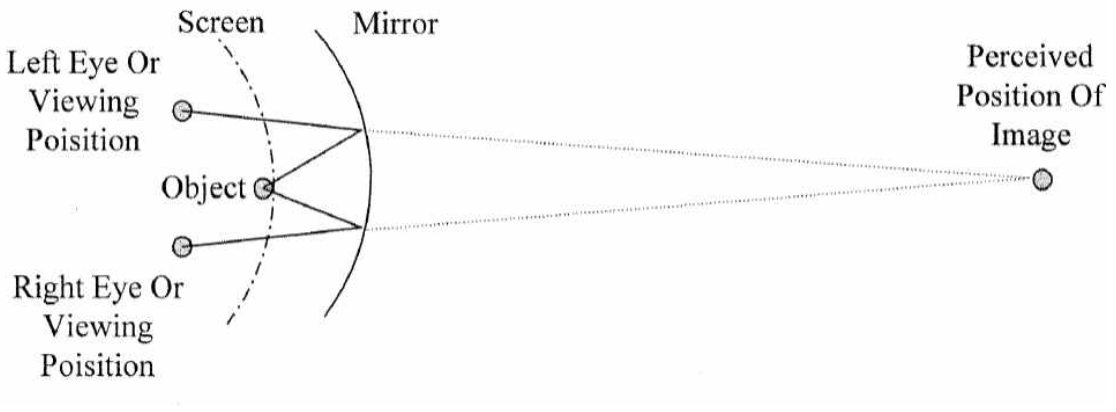
(1) 위에 설명된 상황들이 별개의 시점에 대한 것이라고는 하나, 동일한 것으로 볼 수 있는 근거는 보는 사람의 머리 움직임에 의해 생성되고 이동하는 시점으로 확장될 수 있다. 실제, 머리 움직임으로 발생하는 시차 효과는 거리 신호를 제공한다. 이런 효과는 가까운 지면의 조종실 구조물과 거리가 있도록 모델링된 물체의 상대적인 움직임에 대해 특히 강하다. 시준된 디스플레이는 멀리 있는 물체에 대해서는 정확한 평행 신호를 제공하지만 가까운 지면의 물체에 대해서는 점점 부정확한 신호를 제공한다. 돔 디스플레이에서는 상황이 역전된다.

(2) 보는 사람에게 상대적으로 가까운 물체에 대해 각 눈에 재현된 다른 이미지로 인한 입체 신호는 깊이 신호를 제공한다. 또, 시준 및 돔 디스플레이는 보이는 물체의 모델링된 거리에 따라 정확한 신호를 더 많거나 더 적게 제공한다.

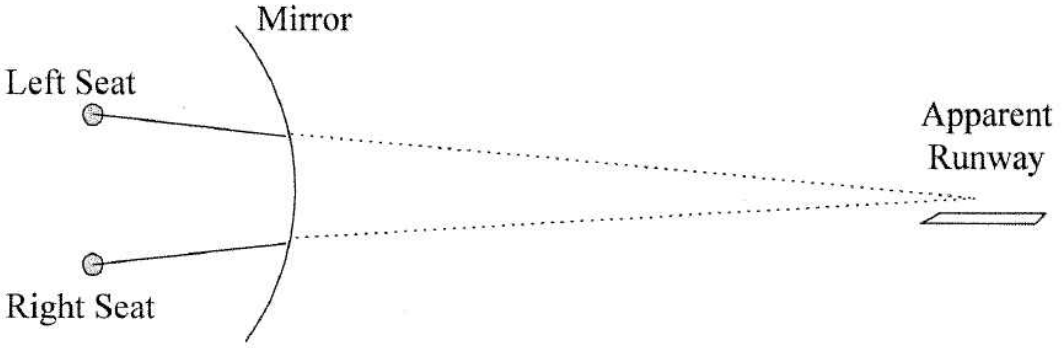
라. 훈련 영향

(1) 위에서 설명된 기본 원리의 관점에서 디스플레이 접근법 모두가 모든 가능한 물체의 거리에 대하여 완전하게 정확한 이미지를 제공하지 않는 것은 분명하다. 운영자는

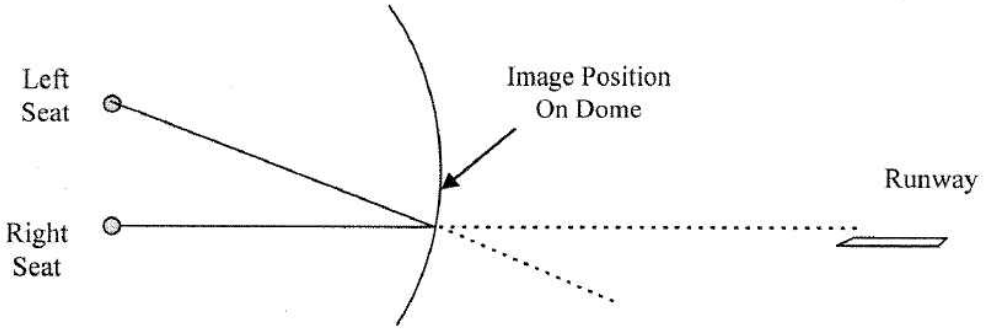
최적의 선택을 하기 위하여 디스플레이 시스템을 구성할 때 FFS의 훈련 역할을 고려하여야 한다. 고려되어야 할 요소에는 저고도 훈련 요목의 상대적 중요성, 비행 요목에서 두 조종사의 역할 및 특정 훈련 요목에 대해 요구되는 시야가 포함된다.



[그림 9-6, 시준된 디스플레이]



[그림 9-7, 시준된 디스플레이에서의 활주로 시야]



[그림 9-8, 돔 디스플레이에서의 활주로 시야]

[별표 10]

헬리콥터 - 모의비행장치 인증성능기준(정성적 기준)
(Helicopter - Full Flight Simulator QPS - Subjective Evaluation)

1. 개 요

가. 특별한 용도의 공항모델을 제외하고, 모든 공항모델은 실제로 운용 가능한 공항 또는 가상의 공항을 재현한 것이어야 하며, [표 10-2] 또는 [표 10-3]에 명시된 요건을 충족해야 한다.

나. 가상공항이 사용되는 경우 운영자는 항법보조장비, 모든 지도, 차트, 그리고 가상공항(필요한 주변 지역)에 대한 기타 항법 참조자료들은 해당 가상공항의 시각 재현 및 공항모델에 관하여 호환되고 완전하며, 정확하여야 함을 보장하여야 한다. 모의비행장치에서 활용할 수 있는 모든 계기접근절차에 대해 항법보조설비 및 성능 기타 기준(장애물 회피 기준 포함)을 다루는 SOC가 제출되어야 한다. SOC에는 국지계기절차(Terminal instrument procedures) 교범 및 필요한 지도, 차트 및 기타 항법 자료의 구성과 가용성에 대한 정보를 참조하고 설명하여야 한다. 이 자료는 반드시 "교육목적에 한함"이라고 분명하게 표시되어야 한다.

다. 모의비행장치가 이 장에 따른 훈련, 점검 또는 시험 목적으로 교관 또는 평가자에 의해 사용되는 경우, 1~3등급으로 구분된 공항모델만 교관 또는 평가자가 사용할 수 있다.

라. 국토교통부 인증 소지자가 아닌 다른 사람에 의해 관리되는 FFS의 운영자는 해당 FFS가 이 장에 따른 훈련, 점검 또는 시험 목적으로 교관 또는 평가자에 의해 사용될 수 있는 시각 장면 및 공항 모델을 포함하여 원래 인증기준을 충족 및 지속적으로 유지해야 한다.

마. 2, 3등급 공항의 시각 모델은 SOQ에 표시할 필요가 없으며, 교관 및 평가자가 2등급 또는 3등급 요건을 충족하는 공항 모델을 주어진 모의비행장치에서 지속적으로 인지하는 데 사용된 방법은 운영자의 선택사항이지만, 사용된 방법은 검사관이 검토할 수 있도록 해야 한다.

바. 공항모델이 실제 공항을 재현하고, 검사관으로부터 서면 연장허가 없이 해당 공항이 영구적으로 변경(예; 신설 활주로, 유도로 연장, 신설 등화시스템, 활주로 폐쇄) 되었을 경우, 해당 공항 모델에 대한 업데이트는 다음의 시간 제한에 따라 이뤄져야 한다.

(1) 신설 공항 활주로, 활주로 연장, 신설 공항 유도로, 유도로 연장 또는 활주로/유도로 폐쇄의 경우, 신설 공항 활주로, 활주로 연장, 신설 공항 유도로, 유도로 연장 사용 개시일로부터 90일 이내, 활주로/유도로 폐쇄일로부터 90일 이내

(2) 신규 또는 변경된 접근 등화 시스템의 경우, 신규 또는 변경된 접근 등화시스템 활성화일로부터 45일 이내

(3) 공항의 기타 시설 또는 구조물 변경(예; 신규 터미널, 관제탑 재배치)의 경우, 신규 또는 변경된 시설/구조물의 개통일로부터 180일 이내

사. 운영자가 시각장면 또는 공항모델 업데이트에 대해 시간제한 연장을 원하거나 특정 공항모델 요건의 업데이트가 불필요하다고 판단될 경우, 운영자는 검사관에게 업데이트 지연 사유 및 완료 예정 날짜를 기술한 연장요청서를 서면으로 제출하거나, 해당 공항의 변경사항이 비행 훈련, 시험 또는 점검에 영향을 미치지 않는 사유를 제출해야 한다. 이러한 요청서 또는 반대사유서 사본을 검사관에게도 송부하여야 하고 검사관은 운영자에게 공식 회신을 발송해야 하며, 반대가 있을 경우에는 훈련, 시험, 또는 점검에 대한 영향도와 관련하여 적절하게 협의 후 운영자에게 공식 회신을 발송한다.

2. 논의사항

가. 주관적 평가는 일반적인 이용기간에 걸쳐 작동하여야 하는 모의비행장치의 성능을 평가하고, 모의비행장치가 각 요구되는 기동, 절차 또는 요목을 능숙하게 시뮬레이션 하는지를 판단하며, 모의비행장치의 제어장치, 계기 및 시스템의 올바른 작동을 검증하기 위한 기준을 제공한다. 아래 표에 열거된 항목은 모의비행장치에 대한 평가 목적으로만 쓰이며, 점검항목은 SOQ에 기술된 또는 국토교통부에서 승인한 대로 해당 모의비행장치 등급의 운용범위를 제한하거나 초과해서는 안 된다. 다음의 모든 항목들은 검사 대상이다.

나. [표 10-1] 작동 요목에 대한 시험은 기동 및 절차(비행 요목이라 한다)를 포함하는 조종사 기능을 다루며, 비행 단계로 나뉘어진다. 검사관에 의하여 이들 요목을 수행할 때 시각시스템과 특수효과에 대한 점검도 포함된다. 또한 발달된 기술이 적용된 헬리콥터의 일부 특징과 훈련프로그램을 다루기 위한 비행 요목도 포함된다.

다. [표 10-1]의 운용 요목과 [표 10-7]의 교관 조종석 시험은 다양한 시뮬레이션 환경 조건, 시뮬레이션된 헬리콥터의 시스템 운영(정상, 비정상 및 비상상황), 시각 시스템 디스플레이, 및 조종사 훈련, 평가 또는 비행 경험 요건을 충족하는데 필요한 특별한 효과를 포함하여 모의비행장치의 모든 기능과 제어장치를 다룬다.

라. 모든 시뮬레이션된 헬리콥터 시스템 기능은 정상 운영과 적절한 경우 대체 운용에 대해 평가된다. 비행 단계와 관련된 정상, 비정상 및 비상 운항은 해당 비행 단계 내의 비행 요목 또는 이벤트의 평가 과정 중에 평가된다. 시뮬레이션된 헬리콥터 시스템은 시스템 점검에 대한 적절한 주의를 보장하기 위해 "모든 비행 단계"에 별도로 나열되어 있다. 작동하는 항법시스템(관성항법 시스템, GPS, 또는 기타 장거리 시스템)과 연계된 전자 디스플레이 시스템은 장착된 경우 평가되며, 검사관은 검사결과 보고서에 시스템 운용 효과 및 해당 시스템의 제한사항에 관한 내용을 포함해야 한다.

마. 만족스러운 선회접근을 시연한 모의비행장치는 선회접근 기동으로 인증될 수 있으며, 국토교통부가 승인한 비행 훈련 프로그램 및 사용에 대하여 검사관으로부터 승인받을 수 있다. 승인을 위해서 선회 접근은 헬리콥터 접근 카테고리에 대하여 최소 시정 및 최대착륙중량에서 시험하여야 하며, 전체 기동 중에 조종사가 식별할 수 있는 부분이 시야에 들어오는 것을 유지할 수 있도록 계기접근경로 최소 90° 이내로 활주로와 적절히 정렬되어야 한다.

바. 검사관의 요청에 따라, 기능 및 주관적 평가 부분 동안 운영자의 훈련 프로그램의 특별한 부분에 대하여 모의비행장치를 평가할 수 있다. 그러한 평가는 노선적응훈련(LOFT) 시나리오의 일부분 또는 운영자의 훈련프로그램에서 특별 강조 항목을 포함할 수 있다. 인증 등급에 대한 요건과 직접적인 관련이 없는 경우, 그러한 평가 결과는 모의비행장치 인증에 영향을 미치지는 않는다.

사. [별표 10]은 A 등급 헬리콥터 모의비행장치가 없기 때문에 B, C, D등급 헬리콥터 모의비행장치에만 적용된다.

아. 검사관은 운영자가 특정한 미디어 요소가 사용되는 항목의 만족할 만한 성능이 필요한 기술, 지식 및 능력(SKAs)을 적절히 분석하였을 경우, 제한적으로 3등급 공항 모델의 사용을 허용할 수 있다. 분석 내용은 요구되는 SKAs가 만족스럽게 수행되고 학습되는 적절한 환경을 제공하기 위하여, FFS/시각 미디어의 능력을 설명하여야 한다. 또한 분석에는 시각 장면, 공항 모델과 같은 특정한 미디어 요소를 포함하여야 한다.

자. 운영자가 검사관에게 특정 공항 모델의 수용성을 결정하기 위한 프로세스, 사용될 공항모델의 조건, 각 공항 또는 착륙 지역 모델에 적용되어야 할 제한사항이 무엇인지 적절하게 설명하는 경우, 검사관은 개별적인 검사 없이 3등급 공항 모델을 인정할 수

있다. 검사관에 의한 3등급 모델 지정을 보증할 수 있는 상황의 예는 다음과 같다.

(1) SMGCS 운항을 포함, 심한 저시정 운항에 대한 훈련, 시험, 또는 점검

(2) 다음 사항을 포함한 계기비행 훈련(계기 이륙, 출발, 도착, 접근 및 실패접근 훈련, 시험 또는 점검)

(가) 지리적으로 다른 장소로 “이동”되어 다른 공항을 위한 계기절차와 정렬된 특정 모델

(나) 모델링된 실제 공항(또는 헬리콥터 착륙지역)의 변경사항과 일치하지 않는 모델

(다) 실제 공항 또는 헬리콥터 착륙지역을 복제하기 위해, "Off-board" 또는 "On-board" 모델 개발 도구(적절한 위도/경도 참조물, 정확한 활주로 또는 착륙지역 방향, 길이, 너비, 표시 및 등화 정보 및 적절한 인접 유도로 위치를 제공)를 이용하여 생성된 공항

차. 특정 초기 세대의 CGI 시각 시스템으로 이전에 인증받은 모의비행장치는 이미지 생성기 또는 사용된 디스플레이 시스템에 의해 제한되며, 이러한 시스템은 다음과 같다.

(1) 특정 활주로의 표시요건의 일부로서 활주로 번호를 포함할 필요성이 없는 초기 CGI 시각 시스템은 다음과 같다.

(가) Link NVS and DNVS

(나) Novoview 2500 and 6000

(다) FlightSafety VITAL series up to, and including, VITAL III, but not beyond

(라) Redifusion SP1, SP1T, and SP

(2) 초기 CGI 시각 시스템에는 활주로가 노선적응훈련(LOFT)에 사용되지 않는 경우, 활주로 번호를 포함할 필요가 없다. 노선적응훈련 공항모델은 활주로 번호가 필요하지만, LOFT 세션에 사용되는 특정 활주로 끝만 해당된다. LOFT 장면만을 위해 활주로 번호를 표시할 필요가 있는 시스템은 다음과 같다.

(가) FlightSafety VITAL IV

(나) Redifusion SP3 and SP3T

(다) Link-Miles Image II

(3) 이전에 인증된 CGI 및 디스플레이 시스템에서 다음 항목들은 청색광을 생성하지 못하며, 이러한 시스템은 정확한 유도로등을 갖추지 않아도 된다.

(가) Redifusion SP1 and SP1T

(나) FlightSafety Vital IV

(다) Link-Miles Image II and Image IIT

(라) XKD 디스플레이(XKD 이미지 생성기는 청색광을 낼 수는 있지만, 해당 디스플레이가 그 색광을 담아내지 못한다.)

[표 10-1] 기능 및 주관적인 시험

QPS Requirements				
번호	운용 요목	등급		
		B	C	D
이 표의 요목은 SOQ 구성목록 또는 관련 모의비행장치 인증등급에 따라 시뮬레이션된 헬리콥터에 대해 적절한 경우 평가되어야 한다. 모의비행장치에 설치되니 않았거나 기능하지 않아서 SOQ 구성목록에 나타나지 않는 항목들은 SOQ에서 예외로 나열할 필요가 없다.				
1. 비행 준비 (Preparation for Flight)				
1.a.	조종실 점검(스위치, 지시계, 시스템 및 장비)	X	X	X
2. 보조동력장치/엔진 시동 및 런업 (APU/Engine start and run-up)				
2.a.	정상 시동절차	X	X	X
2.b.	대체 시동절차	X	X	X
2.c.	비정상 시동 및 셧다운 (예; Hot start, hung start)	X	X	X
2.d.	로터 연동	X	X	X
2.e.	시스템 점검	X	X	X
3. 택시 - 지상 (Taxiing - Ground)				
3.a.	택시에 필요한 동력	X	X	X
3.b.	브레이크 유효성	X	X	X
3.c.	지상 조종	X	X	X
3.d.	수상 조종 (해당하는 경우)		X	X
3.e.	비정상/비상 절차			
3.e.1.	브레이크 시스템 고장	X	X	X
3.e.2.	지상 공진		X	X
3.e.3.	동적 롤오버		X	X
3.e.4.	비상 플로트 전재 / 수상 착륙		A	A
3.e.5.	SOQ에 나열된 기타사항	A	X	X
4. 택시 - 제자리비행 (Taxiing - Hover)				
4.a.	제자리비행에서 이륙	X	X	X
4.b.	계기 응답			
4.b.1.	엔진 계기	X	X	X
4.b.2.	비행 계기	X	X	X
4.b.3.	제자리비행 선회	X	X	X
4.c.	제자리비행 동력 점검			
4.c.1.	지면효과내(IGE)	X	X	X
4.c.2.	지면효과외(OGE)	X	X	X
4.d.	측풍/배풍에서의 제자리비행	X	X	X
4.e.	편류 경향(Translating tendency)	X	X	X

QPS Requirements				
번호	운용 요목	등급		
		B	C	D
4.f.	외부 화물 운송			
4.f.1.	후크업(Hookup)		X	X
4.f.2.	릴리스(Release)		X	X
4.f.3.	윈치(Winch) 작동		X	X
4.g.	비정상/비상 절차			
4.g.1.	엔진 고장	X	X	X
4.g.2.	연료 제어 시스템 고장	X	X	X
4.g.3.	동력고착(OGE)	X	X	X
4.g.4.	제자리비행 오토로테이션(Hovering autorotation)		X	X
4.g.5.	안정성 증대시스템 고장	X	X	X
4.g.6.	방향 조종 기능불량	X	X	X
4.g.7.	꼬리 로터 효과성 상실(Loss of tail rotor effectiveness(LTE))			X
4.g.8.	SOQ에 나열된 기타사항	A	X	X
4.h.	Pre-takeoff checks	X	X	X
5. 이륙/전이 비행 (Takeoff / Translational Flight)				
5.a.	전방으로 (효과적인 전이 양력까지, Up to effective translational lift)		X	X
5.b.	옆으로 (제한 대기속도까지, Up to limiting airspeed)		X	X
5.c.	후방으로 (제한 대기속도까지, Up to limiting airspeed)		X	X
6. 이륙 및 출발 단계 (Takeoff and Departure Phase)				
6.a.	정상	X	X	X
6.a.1.	지상으로부터	X	X	X
6.a.2.	제자리비행으로부터	X	X	X
6.a.2.a.	CAT A	X	X	X
6.a.2.b.	CAT B	X	X	X
6.a.3.	활주 (Running)	X	X	X
6.a.4.	측풍/배풍	X	X	X
6.a.5.	최대 성능	X	X	X
6.a.6.	계기	X	X	X
6.a.7.	제한된 지역으로부터 이륙	X	X	X
6.a.8.	산봉우리 / 플랫폼으로부터 이륙	X	X	X
6.a.9.	경사면에서 이륙	X	X	X
6.a.10.	외부 화물 운송		X	X
6.b.	비정상/비상 절차	X	X	X
6.b.1.	중요 결정지점(CDP)을 지난 후 엔진이 고장난 상태에서 이륙	X	X	X

QPS Requirements				
번호	운용 요목	등급		
		B	C	D
6.b.1.a.	CAT A		X	X
6.b.1.b.	CAT B		X	X
6.c.	이륙 중단			
6.c.1.	육상	X	X	X
6.c.2.	수상(해당하는 경우)	X	X	X
6.d.	계기 출발	X	X	X
6.e.	SOQ에 나열된 바와 같은 기타사항	A	X	X
7. 상승 (Climb)				
7.a.	정상	X	X	X
7.b.	장애물 회피 (Obstacle clearance)	X	X	X
7.c.	수직		X	X
7.d.	하나의 엔진 부작동	X	X	X
7.e.	SOQ에 나열된 바와 같은 기타사항	A	X	X
8. 순항 (Cruise)				
8.a.	성능	X	X	X
8.b.	비행 품질	X	X	X
8.c.	선회	X	X	X
8.c.1.	일정시간 후 선회	X	X	X
8.c.2.	정상선회	X	X	X
8.c.3.	급선회	X	X	X
8.d.	가속 및 감속	X	X	X
8.e.	고속 진동	X	X	X
8.f.	외부 화물 운송 (4.f. 항목 참조)		X	X
8.g.	비정상/비상 절차	X	X	X
8.g.1.	엔진 화재	X	X	X
8.g.2	엔진 고장	X	X	X
8.g.3.	비행중 엔진 정지 및 재시동	X	X	X
8.g.4.	연료 제어 시스템 고장	X	X	X
8.g.5.	방향 조종장치 기능불량	X	X	X
8.g.6.	유압 고장	X	X	X
8.g.7.	안정성 시스템 고장	X	X	X
8.g.8.	로터 진동	X	X	X
8.g.9.	비정상자세 회복	X	X	X
9. 강하 (Descent)				

QPS Requirements				
번호	운용 요목	등급		
		B	C	D
9.a.	정상	X	X	X
9.b.	최대 속도	X	X	X
9.c.	오토로테이션			
9.c.1.	직진	X	X	X
9.c.2.	선회	X	X	X
9.d.	외부 화물		X	X
10. 접근 (Approach)				
10.a.	비정밀접근	X	X	X
10.a.1.	모든 엔진 작동	X	X	X
10.a.2.	하나 이상의 엔진 부작동	X	X	X
10.a.3.	접근 절차	X	X	X
10.a.3.a.	NDB	X	X	X
10.a.3.b.	VOR, RNAV	X	X	X
10.a.3.c.	ASR	X	X	X
10.a.3.d.	Circling	X	X	X
10.a.3.e.	Helicopter only	X	X	X
10.a.4.	접근 실패	X	X	X
10.a.4.a.	모든 엔진 작동	X	X	X
10.a.4.b.	하나 이상의 엔진 부작동	X	X	X
10.b.	정밀	X	X	X
10.b.1.	모든 엔진 작동	X	X	X
10.b.2.	수동 조종(하나 이상의 엔진 부작동)	X	X	X
10.b.3.	접근 절차	X	X	X
10.b.3.a.	PAR	A	A	A
10.b.3.b.	MLS	A	A	A
10.b.3.c.	ILS	X	X	X
10.b.3.c.	(1) 수동(Raw data)	X	X	X
10.b.3.c.	(2) 비행지시계(Flight director only)	X	X	X
10.b.3.c.	(3) 자동조종*(Autopilot only)	X	X	X
10.b.3.c.	(4) CAT I	X	X	X
10.b.3.c.	(5) CAT II	X	X	X
10.b.4.	접근 실패			
10.b.4.a.	모든 엔진 작동	X	X	X
10.b.4.b.	하나 이상의 엔진 부작동	X	X	X

QPS Requirements				
번호	운용 요목	등급		
		B	C	D
10.b.4.c.	안정성 시스템 고장	X	X	X
10.c.	SOQ에 나열된 바와 같은 기타사항	A	X	X
11. 착륙 및 착륙을 위한 접근 (Landings and Approaches to Landings)				
11.a.	시계 접근(Visual Approaches)			
11.a.1.	정상	X	X	X
11.a.2.	급한 경사 (Steep)	X	X	X
11.a.3.	낮은 경사 (Shallow)	X	X	X
11.a.4.	측풍	X	X	X
11.a.5.	Category A profile		X	X
11.a.6.	Category B profile		X	X
11.a.7.	외부 하중		X	X
11.b.	비정상/비상 절차			
11.b.1.	방향 제어장치 고장	X	X	X
11.b.2.	유압 고장	X	X	X
11.b.3.	연료 제어 고장	X	X	X
11.b.4.	오토로테이션	X	X	X
11.b.5.	안정성 시스템 고장	X	X	X
11.b.6.	SOQ에 나열된 기타사항	A	X	X
11c.	착륙			
11.c.1.	정상			
11.c.1.a.	활주	X	X	X
11.c.1.b.	제자리비행	X	X	X
11.c.2.	Pinnacle/platform	X	X	X
11.c.3.	제한된 지역	X	X	X
11.c.4.	경사면		X	X
11.c.5.	측풍	X	X	X
11.c.6.	배풍	X	X	X
11.c.7.	착륙포기(Rejected Landing)	X	X	X
11.c.8.	비정상/비상 절차			
11.c.8.a.	오토로테이션		X	X
11.c.8.b.	하나 이상의 엔진 부작동	X	X	X
11.c.8.c.	방향 제어장치 고장	X	X	X
11.c.8.d.	유압 고장	X	X	X
11.c.8.e.	안정성 증대 시스템 고장	X	X	X

QPS Requirements				
번호	운용 요목	등급		
		B	C	D
11.c.9.	기타(SOQ에 나열)	A	X	X
12. 모든 비행 단계 (Any Flight Phase)				
12.a.1.	에어 컨디셔닝	A	A	A
12.a.2.	방빙/제빙	X	X	X
12.a.3.	보조동력장치	A	A	A
12.a.4.	통신	X	X	X
12.a.5.	전기	X	X	X
12.a.6.	화재 감지 및 진압	X	X	X
12.a.7.	수평안정판	X	X	X
12.a.8.	비행 조종장치	X	X	X
12.a.9.	연료 및 오일	X	X	X
12.a.10.	유압	X	X	X
12.a.11.	랜딩기어	A	A	A
12.a.12.	산소	A	A	A
12.a.13.	공압	X	X	X
12.a.14.	동력장치	X	X	X
12.a.15.	비행 조종 컴퓨터	X	X	X
12.a.16.	안정성 및 조종성 증대	X	X	X
12.b.	비행 관리 및 안내 시스템			
12.b.1.	공중 레이더	A	A	A
12.b.2.	자동 착륙 보조물	X	X	X
12.b.3.	자동조종장치	X	X	X
12.b.4.	충돌방지시스템	A	A	A
12.b.5.	비행 데이터 디스플레이	X	X	X
12.b.6.	Flight Management Computer	X	X	X
12.b.7.	헤드업 디스플레이	A	A	A
12.b.8.	항법 시스템	X	X	X
12.c.	공중 절차			
12.c.1.	공중대기	X	X	X
12.c.2.	공중 위험요소 회피	X	X	X
12.c.3.	후퇴 블레이드 실속 회복	X	X	X
12.c.4.	마스트 범핑 (Mast bumping)	X	X	X
12.c.5	방향 조종 상실 (Loss of directional control)	X	X	X
12.c.6.	꼬리 로터 유효성 상실 (Loss of tail rotor effectiveness)		A	A

QPS Requirements				
번호	운용 요목	등급		
		B	C	D
12.c.7.	기타(SOQ에 나열)	A	X	X
13. 엔진 정지 및 주기 (Engine Shutdown and Parking)				
13.a.	엔진 및 시스템 작동	X	X	X
13.b.	주기 브레이크 작동	X	X	X
13.c.	로터 브레이크 작동	A	A	A
13.d.	비정상/비상 절차	X	X	X

* “자동조종”은 자세 유지 작동 모드를 의미한다.

* 주 : 표의 “A”는 해당 항공기 시스템 또는 제어가 FFS에서 모의되고, 적절하게 작동하는 경우 시스템, 요목 또는 절차가 시험될 수 있음을 나타낸다.

[표 10-2] 기능 및 주관적 시험

QPS Requirements				
번호	1등급 공항 또는 착륙지역 모델 인증을 위한 시각적 요구사항	등급		
		B	C	D
이 표는 해당 모의비행장치 인증등급에 적용되는 최소 공항 시각모델 내용 및 기능을 명시한다. 본 표는 모의비행장치 인증에 요구되는 공항 장면만 적용한다. 즉, 2개의 헬리콥터 착륙지역 모델은 B등급 모의비행장치에 적용되고 4개의 헬리콥터 착륙지역 모델은 C, D등급 모의비행장치에 적용된다.				
1.	**모의비행장치에 대한 기능 점검 요구사항** 다음은 시각 능력 점검을 충족하기 위한 최소 공항 또는 헬리콥터 착륙지역 모델 콘텐츠 요구사항이며, B등급 모의비행장치에 대해 이 첨부 파일에 설명된 모든 기능 및 주관적 점검을 완료할 수 있도록 적절한 시각적 신호를 제공한다.			
1.a.	**최소 하나의 대표 공항 및 하나의 대표 헬리콥터 착륙지역 모델** 공항과 헬리콥터 착륙지역은 동일한 모델에 포함될 수 있다. 그러나 이 옵션을 선택하면 공항 활주로의 접근 경로와 헬리콥터 착륙지역으로의 접근 경로가 달라야 한다. 다음 요구사항을 충족하는 데 사용되는 모델은 가상 또는 실제 공항이나 헬리콥터 착륙지역에서 시연될 수 있지만, 이 모델은 운영자의 훈련프로그램 인증당국이 수락할 수 있어야 하고 교관석에서 선택할 수 있어야 하며 SOQ에 나열되어 있어야 한다.	X		
1.b.	시각 장면의 충실도는 조종사가 공항 또는 헬리콥터 착륙지역을 시각적으로 식별하기에 충분하여야 하고, 시각 장면 내 시뮬레이션된 헬리콥터의 위치가 확정되어야 하며, 이륙, 접근 및 착륙 등 필요시 공항 주변의 지상에서의 기동이나 제자리비행 활주를 성공적으로 수행할 수 있어야 한다.	X		
1.c.	활주로			
1.c.1.	눈에 보이는 활주로 번호	X		
1.c.2.	활주로 시단 표고 및 위치는 헬리콥터 시스템(예 ; 고도계)과 충분한 상관관계를 제공하도록 모델링되어야 한다.	X		
1.c.3.	활주로 표면 및 표시	X		
1.c.4.	활주로 중심선등 및 활주로등을 포함한 사용 중인 활주로 등화 시설	X		
1.c.5.	적합한 색상의 등화, 시각 접근 보조장치(VASI 또는 PAPI), 접근 등화	X		
1.c.6.	대표적인 유도로등	X		
1.d.	기타 헬리콥터 착륙지역			
1.d.1.	표준 헬리포트 지정("H") 표시, 적절한 크기 및 방향	X		
1.d.2.	TLOF(Touchdown and Lift-Off Area) 또는 FATO(Final Approach and Takeoff Area)의 경계 표시	X		
1.d.3.	TLOF 또는 FATO 지역에 대한 경계등(적절한 경우)	X		
1.d.4.	활주로/착륙지역에서 착륙 시설의 다른 부분으로 이동할 수 있도록 적절한 표시 및 등화	X		
2.	**C, D등급의 모의비행장치에 대한 기능 시험 내용 요구조건** 다음은 시각 성능 시험을 충족하고, C등급 및 D등급 모의비행장치에 대하여 여기에 기술된 모든 기능 및 주관적인 시험을 완료할 수 있도록 적절한 시각 신호를 제공하기 위한 최소			

QPS Requirements				
번호	1등급 공항 또는 착륙지역 모델 인증을 위한 시각적 요구사항	등급		
		B	C	D
	공항/착륙지역 모델 내용에 대한 요구조건이다. 이 표에서 설명하는 모든 요소를 단일 공항/착륙지역 장면에서 확인해야 하는 것은 아니나, 이 표에서 설명하는 모든 요소는 항목 2.a에 설명된 4개의 공항/착륙지역 모델의 조합에서 확인되어야 한다. 2.d에 기술된 위해요소의 표현은 시뮬레이션된 헬리콥터가 접촉할 경우 상호작용하는 "단단한 물체(Hard objects)"이어야 한다. 다음 요구사항을 충족하는 데 사용되는 모델은 가상 또는 실제 공항이나 헬리콥터 착륙지역에서 시연될 수 있고, 각 모델은 운영자의 훈련프로그램 인증당국이 수락할 수 있어야 하고 교관석에서 선택할 수 있어야 하며 SOQ에 나열되어 있어야 한다.			
2.a.	최소한 다음과 같은 공항/헬리콥터 착륙지역이 있어야 한다.			
2.a.1.	최소한 하나의 대표적인 공항		X	X
2.a.2.	최소 3개의 대표적인 공항이 아닌 착륙지역으로 다음과 같다.			
2.a.2.a.	주변 구조물 또는 지형(예; 건물 상단, 연안 시추선)과 관련하여 상당히 높은 표면에 위치한 하나 이상의 대표적인 헬리콥터 착륙지역		X	X
2.a.2.b.	"제한된 착륙지역"의 정의를 충족하는 최소 하나의 헬리콥터 착륙지역		X	X
2.a.2.c.	경사면이 최소 2½도인 최소 하나 이상의 헬리콥터 착륙지역		X	X
2.b.	2.a.에 설명된 각 공항/헬리콥터 착륙지역에 대해 최소한 다음을 제공할 수 있어야 한다.		X	X
2.b.1.	야간 및 황혼(박명) 환경		X	X
2.b.2.	주간 환경			X
2.c.	공항 외 헬리콥터 착륙지역에는 다음 항목들이 있어야 한다.			
2.c.1.	적당한 거리에 있는 대표적인 건물, 구조물, 조명		X	X
2.c.2.	대표적인 이동 및 정적인 클러터(예 ; 다른 항공기, 동력 카트, 터그(Tugs), 급유 트럭)		X	X
2.c.3.	기준 착륙지역에서 46km(25NM) 이내의 중요하고 식별 가능한 자연적, 문화적 구조물, 지형 및 장애물의 대표적인 묘사		X	X
2.c.4.	적절한 크기 및 방향의 표준 헬리포트 지정 표시("H")		X	X
2.c.5.	TLOF(Touchdown and Lift-Off Area) 또는 FATO(Final Approach and Takeoff Area)의 경계 표시(적절한 경우)		X	X
2.c.6.	TLOF(Touchdown and Lift-Off Area) 또는 FATO(Final Approach and Takeoff Area)의 경계등(적절한 경우)		X	X
2.c.7.	착륙시설에서 착륙 시설의 다른 부분으로 이동할 수 있도록 적절한 표시 및 등화(적절한 경우)		X	X
2.c.8.	적절한 바람 신호를 제공하는 윈드삭(Windsock)을 포함한 대표적인 표시, 등화 및 표지판		X	X
2.c.9.	위치 식별에 필요한 적절한 표시, 등화, 표지판 및 착륙지역에서 착륙 시설의 다른 부분으로 이동할 수 있도록 한다.		X	X
2.c.10.	지상 위험(예 ; 착륙지역 내 또는 착륙지역으로 접근하는 충돌 가능한 차량, 항공기)의 재현 기능을 포함하는 대표적인 이동 및 정적인 지상 교통량 (예 ; 차량 및 항공기)		X	X

QPS Requirements				
번호	1등급 공항 또는 착륙지역 모델 인증을 위한 시각적 요구사항	등급		
		B	C	D
2.c.11.	젖은 상태의 조명 반사 및 눈으로 인한 부분적으로 가려진 조명 또는 적절한 대체 효과를 포함한 착륙 표면 오염물질의 묘사		X	X
2.d.	다음 세 가지 위험요인은 공항 외 세 곳의 착륙지역(이 표의 항목 2.a.2.에 설명됨)에 복합적으로 제시되어야 하며 이러한 각 공항 외 착륙지역은 다음 위험요인 중 하나 이상을 충족해야 한다.			
2.d.1.	운항중인 항공기		X	X
2.d.2.	착륙지역과 인접한 건물, 나무 또는 수직 장애물		X	X
2.d.3.	착륙지역과 주변 전선		X	X
2.e.	공항 적용(각 공항에는 다음 요인이 있어야 한다.)			
2.e.1.	적절하게 표시 및 완전히 밝혀져 있는 하나 이상의 “사용중” 활주로		X	X
2.e.2.	활주로 시단의 표고 및 위치는 헬리콥터 시스템(예 ; HGS, GPS, 고도계)과 충분한 상관관계를 제공하도록 모델링 되어야 한다. 활주로, 유도로 및 계류장 지역의 경사는 시각 장면이 묘사되는 경우, 조종사 눈높이의 변화를 포함하여 주의를 산만하게 하거나 비현실적인 효과를 일으키지 않아야 한다.	X	X	X
2.e.3.	VFR 접근 및 착륙, 비정밀 접근 및 착륙, 정밀 접근 및 착륙을 위한 적절한 접근 등화 시설 및 비행장 등화		X	X
2.e.4.	유도로등			X
3.	**공항 또는 착륙지역 모델 관리** 다음은 최소한의 시각 관리 요구사항이다.			
3.a.	활주로 및 헬리콥터 착륙지역의 접근 등화는 시뮬레이터에 설정된 환경 조건에 따라 적절하게 시야에서 희미해져야 한다.	X	X	X
3.b.	점멸등, 접근 등화, 활주로등, 시각 착륙 보조 장치, 활주로중심선등, 활주로시단등, 접지구역등 및 TLOF 표시등 또는 FATO 표시등의 방향을 복제하여야 한다.	X	X	X
4.	**시각적 특징 인지** 다음은 활주로 형상이 보여야 하는 최소 거리이다. 모의 기상 조건에서 활주로 시단 또는 헬리콥터 착륙지역에서부터 활주로 및 헬리콥터와 연장된 3도 활공각으로 정렬된 헬리콥터까지 측정된 거리이며, 선회접근의 경우 아래의 모든 점검은 초기 접근에 사용된 활주로와 착륙 예정 활주로 모두에 적용된다.			
4.a.	활주로의 경우, 활주로 시단의 8km(5sm)에서 활주로 선명도, 점멸등, 접근등 및 활주로등	X	X	X
4.b.	활주로의 경우, 5km(3sm)의 활주로 중심선등 및 유도로 선명도	X	X	X
4.c.	활주로의 경우, 활주로 시단의 5km(3sm)에서의 시각 접근 보조 등화(VASI 또는 PAPI)	X		
4.d.	활주로의 경우, 활주로 시단의 8km(5sm)에서의 시각 접근 보조 등화(VASI 또는 PAPI)		X	X
4.e.	활주로의 경우, 3km(2sm)에서의 활주로시단등 및 접지구역등	X	X	X
4.f.	활주로 및 헬리콥터 착륙지역의 경우, 필요에 따라 야간/황혼 장면의	X	X	X

QPS Requirements				
번호	1등급 공항 또는 착륙지역 모델 인증을 위한 시각적 요구사항	등급		
		B	C	D
	착륙조명 범위 내 표시 및 주간 장면의 표면 해상도 점검			
4.g.	선회접근의 경우 착륙 예정 활주로 및 관련 조명은 정교하게 시야에서 사라져야 한다.	X	X	X
4.h.	헬리콥터 착륙지역의 경우, 착륙 방향 표시등 및 1.5km(1sm)에서 노출형 FATO 표시등	X	X	X
4.i.	헬리콥터 착륙지역의 경우, 매립형 FATO 표시등, TOFL 표시등 및 750m(0.5sm)의 조명이 있는 윈드삭			X
4.j.	TOFL 지역으로부터 제자리비행 지상활주 등화(노란색/파란색/노란색 실린더)			X
5.	**공항 또는 헬리콥터 착륙지역 모델 컨텐츠** 다음은 공항/헬리콥터 착륙지역 모델에 대한 최소 요구조건을 규정하고, B, C, D등급의 모의비행장치의 경우 해당 모델과 일치해야 하는 공항 환경의 다른 면을 식별한다. 선회접근의 경우 모든 시험은 초기 접근에 사용된 활주로와 착륙예정 활주로에 적용된다. 이 사항을 충족하기 위해 사용된 시각 모델의 모든 활주로 또는 착륙지역이 "사용 중"으로 지정되지 않은 경우, "사용 중" 활주로/착륙지역은 SOQ(예; KORD, Rwys 9R, 14L, 22R)에 나열되어야 한다. 하나 이상의 활주로/착륙지역이 있는 공항 또는 헬리콥터 착륙지역 모델은 공항 활주로/착륙지역 인식 목적으로 시각적으로 묘사된 "사용 중"이 아닌 모든 주요 활주로/착륙지역이 있어야 한다. 황혼 및 야간 장면에 대한 활주로/착륙지역을 식별하기 위한 백색 또는 황백색 등의 사용은 이 요건에 대해 수용 가능하며, 직사각형 표면 묘사는 주간 장면에 사용할 수 있다. 시각시스템의 기능은 공항의 정확한 표현과 주변 환경의 사실적 표현으로 시각 모델을 제공하는 것 사이에서 균형을 이루어야 한다. “사용 중”인 활주로 또는 구역으로 지정된 각 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역에는 공항사진, 건설도면 및 지도 또는 기타 유사한 데이터를 사용하여 개발되었거나 발행된 규제 자료에 따라 개발된 다음의 세부사항을 포함하여야 한다. 그러나 이것은 그러한 모델이 현재 인증을 받은 시각 시스템의 설계 능력을 초과하는 세부 사항을 포함하도록 요구하는 것은 아니다. 각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 이륙/착륙 지연에 대하여 주기지역에서 활주로 끝 또는 헬리콥터 이륙/착륙 지역까지 하나의 “우선적인” 활주 경로가 요구된다.			
5.a.	각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역에 대한 표면과 표시에는 다음이 포함되어야 한다.			
5.a.1.	공항의 경우 활주로 시단 표시, 활주로 번호, 접지 구역 표시, 활주로 거리 표시, 활주로 가장자리 표시 및 활주로 중심선 표시	X	X	X
5.a.2.	헬리콥터 착륙지역의 경우 표준 헬리포트 ("H"), TOFL, FATO 및 안전 지역에 대한 표시	X	X	X
5.b.	각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역의 등화에는 다음이 포함되어야 한다.			
5.b.1.	공항의 경우 접근 등화, 활주로시단등, 활주로등, 활주로종단등, 활주로중심선등(해당되는 경우), 접지구역등(해당되는 경우), 활주로유도등 및 해당 활주로의 시각 착륙 보조장치 또는 등화 시스템	X	X	X
5.b.2.	헬리콥터 착륙지역의 경우 착륙 방향, 이륙 및 상승 FATO, TOFL, 윈드삭 조명	X	X	X

QPS Requirements				
번호	1등급 공항 또는 착륙지역 모델 인증을 위한 시각적 요구사항	등급		
		B	C	D
5.c.	각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역과 관련된 유도로 표면 및 표시에는 다음이 포함되어야 한다.			
5.c.1.	공항의 경우 유도로 가장자리, 중심선(해당되는 경우), 활주로 대기지점 및 계기착륙시설(ILS) 임계지점	X	X	X
5.c.2.	헬리콥터 착륙지역의 경우 유도로, 지상 활주경로 및 계류장	X	X	X
5.d.	각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역과 관련된 유도로 등화에는 다음이 포함되어야 한다.			
5.d.1.	공항의 경우 활주로등, 활주로중심선등(해당되는 경우), 활주로 대기지점 및 계기착륙시설(ILS) 임계지점 등화	X	X	X
5.d.2.	헬리콥터 착륙지역의 경우 유도로등, 지상 활주경로등 및 계류장등	X	X	X
5.d.3.	공항의 경우 올바른 색상의 유도로등			X
5.e.	각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역과 관련된 공항 표지판에는 다음이 포함되어야 한다.			
5.e.1.	공항의 경우 활주로 거리, 교차 활주로 및 유도로, 교차 유도로 및 유도로 표지판	X	X	X
5.e.2.	헬리콥터 착륙지역의 경우 사용된 모델에 적용한다.	X	X	X
5.f.	공항 또는 헬리콥터 착륙 환경 시뮬레이션의 기타 측면과 요구되는 시각 모델의 상관관계			
5.f.1.	공항 또는 헬리콥터 착륙지역 모델은 "사용 중인" 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역 운항과 관련된 항법보조장비와 적절하게 정렬되어야 한다.	X	X	X
5.f.2.	활주로 또는 헬리콥터 착륙지역 오염물질의 시뮬레이션은 표시된 활주로 표면 및 등화와 상관관계가 있어야 한다.(해당하는 경우)		X	X
6.	**헬리콥터 및 관련 장비와의 상관관계** 다음은 B, C, D등급의 모의비행장치에 대해 수행되어야 하는 최소 상관관계 비교이다.			
6.a.	공기 역학 프로그래밍과 시각시스템 호환성	X	X	X
6.b.	착륙 중 침하율과 깊이 인식을 평가하기 위한 시각적 신호	X	X	X
6.c.	모의비행장치 자세와 관련된 환경의 정확한 묘사	X	X	X
6.d.	시각적 장면은 통합된 헬리콥터 시스템(예; 지형, 교통, 기상 회피 시스템 및 HGS(Head-up Guidance System))과 상호 연관되어야 한다.		X	X
6.e.	각각의 눈에 보이는 것, 항공기 자체, 헬리콥터 외부 등화(돌출된 유도등 및 착륙등에 대한 대표적인 시각 효과, 해당되는 경우 독립적 작동 포함)	X	X	X
6.f.	빗물 제거 장치(Rain removal devices)의 효과가 제공되어야 한다.		X	X
7.	**장면 품질** 다음은 B, C, D등급의 모의비행장치에 대해 수행해야 하는 최소 장면 품질 점검 사항이다.			
7.a.	표면과 질감 신호는 양자화(Aliasing)가 없어야 한다.		X	X
7.b.	전체 색상과 사실적인 질감을 표현할 수 있는 시스템		X	X
7.c.	시스템 광점에는 주의를 산만하게 하는 떨림, 번짐 또는 줄무늬가 없어야 한다.	X	X	X

QPS Requirements				
번호	1등급 공항 또는 착륙지역 모델 인증을 위한 시각적 요구사항	등급		
		B	C	D
7.d.	운용 장면에서 시스템의 각 채널을 통한 엄폐(Occulting) 시연	X	X	X
7.e.	운용 장면에서 시스템의 각 채널을 통해 최소 10개 수준의 엄폐를 시연		X	X
7.f.	강수를 시현하는 대표적인 초점 효과를 제공할 수 있는 시스템		X	X
7.g.	광점 원근법을 표현할 수 있는 시스템		X	X
7.h.	6가지 강도(0~5)로 설정 가능한 활주로 등화	X	X	X
8.	**환경 효과** 다음은 B, C, D등급의 모의비행장치에서 사용할 수 있어야 하는 최소 환경 효과이다.			
8.a.	적절한 표면 오염에 상응하도록 표시된 장면에는 젖은 상태의 등화 반사, 눈 또는 대체 효과에 대해 부분적으로 가려진 조명이 포함된다.			X
8.b.	다음을 포함하는 특별한 기상 재현			
8.b.1.	공항 또는 헬리콥터 착륙지역으로부터 16km(10sm)내, 지표면 위 600m(2,000ft) 고도 이하에서 뇌우 근처의 약, 중간 및 집중 호우의 음향, 모션 및 시각 효과			X
8.b.2.	눈 지형 및 눈으로 덮인 지형을 포함하는 눈 장면이 있는 하나의 공항 또는 헬리콥터 착륙지역			X
8.c.	다양한 운량, 구름의 이동속도 및 구름 주변의 변화 등 구름 효과		X	X
8.d.	지상 장면의 일부 또는 전부를 차단하는 구름 조건(Few, Scattered, Broken, Overcast)을 재현하는 여러 구름층의 효과		X	X
8.e.	거리 관점에서 측정된 시정 및 RVR은 공항 또는 헬리콥터 착륙지역 상공 2,000ft(600m) 그리고 2,000ft 이하 측정지점간 최소 500ft 떨어진 지점에서 점검되어야 하며, 측정은 공항 또는 헬리콥터 착륙 지역으로부터 반경 16km(10sm) 이내에서 이뤄져야 한다.	X	X	X
8.f.	가변 RVR의 효과를 제공하는 듬성듬성 낀 안개			X
8.g.	후광(Halos) 및 디포커스(Defocus)와 같은 공항 등화에 대한 안개 효과		X	X
8.h.	착륙등, 점멸등, 비콘(Beacon)을 포함하여 반사된 눈부심과 같이 감소된 시정에서 항공기에 장착된 등화의 효과		X	X
8.i.	마른 활주로 또는 유도로상 눈이나 모래가 날리는 효과를 제공하는 바람은 교관석에서 선택할 수 있어야 한다.			X
8.j.	로터 직경과 동일한 지면 위의 거리에서 시작하는 로터 다운워시로 인한 "White-out" 또는 "Brown-out"			X
9.	**다음의 교관석 제어** 다음은 B, C, D등급의 모의비행장치에서 사용할 수 있어야 하는 최소 교관석 제어이다.			
9.a.	환경 효과(예 ; 운저, 구름 효과, 구름 밀도, 시정(Sm/Km), RVR(ft/m))	X	X	X
9.b.	공항 또는 헬리콥터 착륙지역 선택	X	X	X
9.c.	공항 또는 헬리콥터 착륙지역 등화(강도 선택 포함)	X	X	X
9.d.	지상 및 공중 교통흐름을 포함한 동적 효과		X	X
10.	두 개의 공항 모델을 결합하여 두 개의 "사용 중" 활주로를 달성할 수 있는 예 ;			

QPS Requirements				
번호	1등급 공항 또는 착륙지역 모델 인증을 위한 시각적 요구사항	등급		
		B	C	D
	첫번째 공항 모델에서 “사용 중” 활주로로 지정된 하나의 활주로 그리고 동일 공항의 두 번째 모델에서 “사용 중” 활주로로 지정된 두 번째 활주로 예를 들면, 27번 활주로에 ILS 접근, 18번 우측 활주로에 선회전근 허가이다. 두 공항 모델은 다음과 같이 사용될 수 있다. 27번 활주로에 대한 접근을 위해 27번 활주로가 "사용 중" 활주로로 첫 번째 지정된 것이고, 18번 활주로 우측은 두 번째로 "사용 중" 활주로로 지정된 것이다. 조종사가 27번 활주로에 대한 ILS 접근을 중단하면, 교관은 18번 우측 활주로가 “사용 중”인 활주로로 지정된 두 번째 공항 시각 모델로 변경할 수 있으며, 조종사는 시계 접근과 착륙을 하여야 한다. 이 시각적 모델 변경으로 인한 일시적인 중단이 조종사의 주의를 산만하게 하지 않는 한 검사관이 허용할 수 있다.			
11.	운영자는 활주로의 모든 세부 사항을 제공할 필요는 없지만, 제공되는 세부 사항은 합리적인 한계 내에서 정확해야 한다.			

[표 10-3] 기능 및 주관적인 시험

QPS Requirements				
번호	2등급 공항 또는 착륙 지역 모델의 인증에 요구되는 최소값을 초과하는 추가적인 공항 또는 착륙 지역 모델의 시각 장면 콘텐츠	등급		
		B	C	D
이 표는 검사관의 추가적인 개입 없이 모의비행장치의 시각 모델 라이브러리(예; 명시된 등급의 인증에 필요한 것을 초과하는 것)에 시각 모델을 추가하는데 필요한 최소한의 공항 또는 헬리콥터 착륙 지역 시각 모델 컨텐츠 및 기능을 명시한다.				
1.	**공항 또는 착륙지역 모델 관리** 다음은 B, C, D등급의 모의비행장치에 대한 최소 시각 장면 관리 요구사항이다.			
1.a.	“사용 중”인 표면에 대해 다음 조명의 설치 및 방향을 복제해야 한다.			
1.a.1.	“사용 중”인 활주로의 경우 점멸등, 접근 등화, 활주로등, 시각 착륙 보조 장치, 활주로중심선등, 활주로시단등 및 접지구역등	X	X	X
1.a.2.	“사용 중”인 헬리콥터 착륙지역의 경우 매립형 TLOF 표시등, 노출형 TLOF 표시등(해당되는 경우), 이동식 TLOF 표시등(해당되는 경우), 매립형 FATO 표시등, 노출형 TLOF 표시등(해당되는 경우), 착륙방향 표시등	X	X	X
2.	**시각적 특징 인식** 다음은 B, C, D등급의 모의비행장치에 대한 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역 형상이 보여야 하는 최소 거리이다. 거리는 시뮬레이션된 기상 조건에서, 활주로 시단 또는 헬리콥터 착륙 지역에서부터 접지 지점까지 3도 활공각으로 활주로 또는 헬리콥터 착륙 지역과 정렬된 항공기까지 측정된다. 선회접근의 경우 모든 시험은 초기 접근에 사용된 활주로와 착륙 예정 활주로 모두에 적용된다.			
2.a.	활주로의 경우			
2.a.1.	시단의 8km(5sm)에서 점멸등, 접근등 및 활주로등	X	X	X
2.a.2.	5km(3sm)의 활주로 중심선등 및 유도로 선명도	X	X	X
2.a.3.	시단의 5km(3sm)에서의 시각 접근 보조 등화(VASI 또는 PAPI)	X		
2.a.4.	시단의 8km(5sm)에서의 시각 접근 보조 등화(VASI 또는 PAPI)		X	X
2.a.5.	3km(2sm)에서의 활주로시단등 및 접지구역등	X	X	X
2.a.6.	야간/황혼 장면의 착륙 등화 범위 내 표시 및 주간 장면의 표면 해상도 시험에 필요한 만큼의 표시	X	X	X
2.a.7.	선회접근의 경우 착륙 예정 활주로 및 관련 등화는 산만하지 않는 방식으로 시야에서 사라져야 한다.	X	X	X
2.b.	헬리콥터 착륙지역의 경우			
2.b.1.	착륙 방향 표시등 및 1.5km(1sm)에서 노출형 FATO 표시등	X	X	X
2.b.2.	매립형 FATO 표시등, TOFL 표시등 및 750m(0.5sm)의 조명이 있는 윈드삭		X	X
2.b.3.	TOFL 지역으로부터 제자리비행 지상활주 등화(노란색/파란색/노란색 실린더)		X	X
2.b.4.	야간/황혼 장면의 착륙 등화의 범위 내 표시 및 주간 장면의 표면 해상도 시험에 필요한 만큼의 표시	X	X	X
3.	**공항 또는 헬리콥터 착륙지역 모델 콘텐츠** 다음은 공항 시각 모델로 제공되어야 하는 최소 요구사항을 규정하고, B, C, D 등급의 모의비행장치의 경우 해당 모델과 일치하여야 하는 공항 환경의 다른 면을 식별한다.			

QPS Requirements				
번호	2등급 공항 또는 착륙 지역 모델의 인증에 요구되는 최소값을 초과하는 추가적인 공항 또는 착륙 지역 모델의 시각 장면 콘텐츠	등급		
		B	C	D
	세부 사항은 공항사진, 건설도면 및 지도 또는 기타 유사한 데이터를 사용하여 개발되었거나 발행된 규제 자료에 따라 개발된 것이어야 한다. 그러나, 이것은 공항 또는 헬리콥터 착륙지역 모델이 현재 인증을 받은 시각 모델의 설계 능력을 초과하는 세부 사항을 포함하도록 요구하지는 않는다. 선회접근의 경우 모든 시험은 초기 접근에 사용된 활주로와 착륙예정 활주로에 적용된다. 각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 이륙/착륙 지연에 대하여 주기지역에서 활주로 끝 또는 헬리콥터 이륙/착륙 지역까지 하나의 “우선적인” 활주 경로가 요구된다.			
3.a.	각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역의 표면과 표시에는 다음이 포함되어야 한다.			
3.a.1.	공항의 경우 활주로 시단 표시, 활주로 번호, 접지 구역 표시, 활주로 거리 표시, 활주로 가장자리 표시 및 활주로 중심선 표시	X	X	X
3.a.2.	헬리콥터 착륙지역의 경우 표준 헬리포트 ("H"), TOFL, FATO 및 안전 지역에 대한 표시	X	X	X
3.b.	각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역의 등화에는 다음이 포함되어야 한다.			
3.b.1.	공항의 경우 접근 등화, 활주로시단등, 활주로등, 활주로종단등, 활주로중심선등(해당되는 경우), 접지구역등(해당되는 경우), 활주로유도등 및 해당 활주로의 시각 착륙 보조 장치 또는 등화 시스템	X	X	X
3.b.2.	헬리콥터 착륙지역의 경우 착륙 방향, 이륙 및 상승 FATO, TOFL, 윈드삭 조명	X	X	X
3.c.	각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역과 관련된 유도로 표면 및 표시에는 다음이 포함되어야 한다.			
3.c.1.	공항의 경우 유도로 가장자리, 중심선(해당되는 경우), 활주로 대기지점 및 계기착륙시설(ILS) 임계지점	X	X	X
3.c.2.	헬리콥터 착륙지역(유도로, 지상활주 경로 및 계류장)	X	X	X
3.d.	각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역과 관련된 유도로 등화에는 다음이 포함되어야 한다.			
3.d.1.	공항의 경우 활주로등, 활주로중심선등(해당되는 경우), 활주로 대기지점 및 계기착륙시설(ILS) 임계지점 등화	X	X	X
3.d.2.	헬리콥터 착륙지역(유도로등, 지상활주경로등 및 계류장등)	X	X	X
3.d.3.	공항의 경우, 올바른 색상의 유도로등			X
4.	**공항 환경 시뮬레이션의 다른 측면과 요구되는 시각 모델의 상관관계** 다음은 B, C, D등급의 모의비행장치에 대해 수행해야 하는 최소 시각 모델의 상관관계 시험이다.			
4.a.	공항 모델은 "사용 중인" 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역의 항법보조 장비와 적절하게 정렬되어야 한다.	X	X	X
4.b.	활주로, 유도로 및 계류장 지역의 경사가 시각 장면에서 묘사되는 경우 주의를 산만하게 하거나 비현실적인 효과를 일으키지 않아야 한다.	X	X	X
5.	**헬리콥터 및 관련 장비와의 상관관계** 다음은 B, C, D등급의 모의비행장치에 대해 수행해야 하는 최소 상관관계 비교이다.			
5.a.	공기 역학 프로그래밍과 시각시스템 호환성	X	X	X

QPS Requirements				
번호	2등급 공항 또는 착륙 지역 모델의 인증에 요구되는 최소값을 초과하는 추가적인 공항 또는 착륙 지역 모델의 시각 장면 콘텐츠	등급		
		B	C	D
5.b.	모의비행장치 자세와 관련된 환경의 정확한 묘사	X	X	X
5.c.	착륙 중 침하율과 깊이 인식을 평가하기 위한 시각적 신호	X	X	X
6.	**장면 품질** 다음은 B, C, D등급의 모의비행장치에 대해 수행해야 하는 최소 장면 품질 시험이다.			
6.a.	광점에는 주의를 산만하게 하는 떨림, 번짐 또는 줄무늬가 없어야 한다.	X	X	X
6.b.	표면과 질감 신호는 양자화가 없어야 한다.		X	X
6.c.	정확한 색상과 사실적인 질감 신호			X
7.	**다음의 교관석 제어** 다음은 B, C, D등급의 모의비행장치에서 사용할 수 있어야 하는 최소 교관석 제어이다.			
7.a.	환경 영향(예 ; 운저, 구름 효과, 구름 밀도, 시정(Sm/Km), RVR(ft/m))	X	X	X
7.b.	공항/헬리포트 선택	X	X	X
7.c.	다양한 강도를 포함하는 공항 등화	X	X	X
7.d.	지상 및 공중 교통흐름을 포함한 동적 효과		X	X
8.	운영자는 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역의 모든 세부 사항을 제공할 필요는 없지만, 제공되는 세부 사항은 시스템 기능 내에서 정확해야 한다.	X	X	X

[표 10-4] 모션시스템 요구사항

QPS Requirements					정보
번호	모션 시스템(특별한 공기역학적 모델) 효과	등급			참고사항
		B	C	D	
이 표는 조종사가 어떠한 이벤트나 상황을 인지할 수 있어야 하는 임계값을 나타내기 위하여 요구되는 모션 효과를 규정한다. 해당되는 경우, 모의비행장치 피치, 측면 하중 및 방향 제어 특성은 헬리콥터를 재현하여야 한다.					
1.	**활주로 덜컹거림, 충격완화장치 변위, 지상 속도, 고르지 않은 활주로, 활주로/유도로 중심선등 특성** 헬리콥터를 이륙 위치로 사전 설정한 후 해제하고, 평탄한 활주로에서 다양한 속도로 지상활주하며, 시뮬레이션된 활주로에서 충격완화장치 변위에 따른 덜컹거림 효과의 일반적인 특성을 기록하여야 한다. 50%의 활주로 거칠기로 반복 기동하고, 최대 거칠기로도 반복 기동하여야 한다. 지상 속도와 활주로 거칠기에 의해 영향을 받는 관련 모션 진동을 기록하여야 한다.	X	X	X	시간이 허용된다면, 헬리콥터 형식에 따라 관련 진동에도 영향을 미칠 수 있는 총 중량이 선택될 수 있다. 상기 시험에 대한 관련 모션 효과에는 중심선등, 고르지 않은 활주로의 표면 불연속성 및 다양한 유도로 특성에 대한 롤링 효과에 대한 평가도 포함되어야 한다.
2.	**스키드 타입 착륙장치의 마찰 항력** 활주 이륙 또는 활주 착륙을 수행하고, 표면을 따라 스키드의 마찰 항력으로 인한 동체 진동 증가(로터 진동과 반대)를 기록하여야 한다. 이 진동은 지상 속도 감소에 따라 줄어든다.		X	X	
3.	**로터 트랙 이탈 또는 균형 이탈 상태** 교관석에서 기능불량 또는 조건을 선택하여야 한다. 정상적으로 엔진 시동 후 트랙 이탈 또는 균형 이탈 상태에 대한 비정상적인 진동을 확인하여야 한다.	X	X	X	공중에서 수행될 필요는 없다. 트랙 이탈 및 균형 이탈 조건에 대한 비정상적인 진동은 각각 주기의 역수 범위에서 인식되어야 하고, 수직 진동의 경우 1/P, 측면 진동의 경우 1/P로 인식되어야 한다.
4.	**착륙 장치와 관련된 범프(Bump)** 이륙 후 충격완화장치가 최대로 이완됨으로써 감지할 수 있는 범프에 특별한 주의를 기울이면서 정상 이륙을 수행하여야 한다.	X	X	X	착륙장치를 올리거나 내릴 때, 기어 잠금장치 위치에 올 때 모션 범프가 느껴질 수 있다.
5.	**착륙장치의 내림/올림 중 버펫** 착륙장치를 작동하여야 한다. 버펫의 모션신호가 실제 헬리콥터를 재현한 것인지 점검하여야 한다.	X	X	X	
6.	**헬리콥터에 적합한 동적 진동 흡수장치 또는 유사 시스템의 고장** 로터가 결합(Engaged)될 때마다 수반될 수 있다. 교관석에서 결함을 선택 후 적절한 진동 증가를 확인하고 진동 강도와 주파수가	X	X	X	

QPS Requirements					정보
번호	모션 시스템(특별한 공기역학적 모델) 효과	등급			참고사항
		B	C	D	
	RPM 및 컬렉티브를 올림에 따라 증가하는지 확인하여야 한다.				
7.	**테일 로터 드라이브 고장** 엔진이 작동하고 로터가 결합된 상태에서 기능불량을 선택하고 중간 주파수 진동의 즉각적인 증가를 기록하여야 한다.	X	X	X	중간 주파수 범위에서 작동하는 테일 로터는 일반적으로 테일 로터 기어박스 비율에 메인 로터 RPM을 곱하여 산출된다. 이 주파수 범위에서 진동이 증가하면 고장으로 인지될 수 있다.
8.	**주/노즈 착륙장치에 대한 접지 신호** 다양한 강하 속도로 여러 번 정상 접근을 수행하여야 한다. 각 강하율에 대한 접지 범프에 대한 모션신호가 실제 헬리콥터를 재현하는지 확인하여야 한다.	X	X	X	
9.	**타이어 고장 동력학:** Single 타이어 및 Multiple 타이어 고장을 시현하여야 한다.		X	X	조종사는 같은 쪽에서 선택된 복수의 타이어 고장으로 인해 약간의 요잉을 알아차릴 수 있다. 이때 헬리콥터 조종을 유지하기 위해 페달을 사용하여야 한다. 항공기 형식에 따라 단일 타이어 고장은 조종사가 알아차리지 못할 수 있으며, 특별한 모션 효과가 없을 수 있다. 소리 또는 진동은 실제 타이어 손실 압력과 관련될 수 있다.
10.	**엔진 기능불량 및 엔진 손상** 특정 모의비행장치에 대하여 기능불량을 정의한 문서에 규정된 바에 따라 엔진 기능불량의 특성은 조종사가 느끼는 특별한 모션 효과를 규정하여야 한다. 기능불량의 특성에 따라 관련 엔진 계측이 달라지는 것을 기록하고 기체 진동 효과의 재현을 기록하여야 한다.	X	X	X	
11.	**테일 붐 스트라이크** 테일 스트라이크는 급정지 또는 오토로테이션 시 헬리콥터의 회전수를 초과시킴으로써 확인이 가능하다.	X	X	X	모션효과는 눈에 띄는 노즈 다운 피칭 모멘트로 느껴져야 한다.
12.	**와류 고리 상태(동력고착)** 특별한 절차는 헬리콥터마다 다를 수 있으며 헬리콥터 제작사 또는 기타 주제 분야별 전문가에 의해 규정될 수 있다.		X	X	항공기가 떨리기 시작할 때 추가적으로 컬렉티브를 올리면 진동과 침하율이 증가한다. 한 가지

QPS Requirements					정보
번호	모션 시스템(특별한 공기역학적 모델) 효과	등급			참고사항
		B	C	D	
	그러나, 설명 목적으로 다음과 같은 정보가 제공된다. 기동을 시작하기 전 제자리비행 출력 이하로 설정하여야 하고, 속도가 20kts에 도달할 때까지 사이클릭을 후방으로 하여 고도를 유지하여야 한다. 10kts 미만의 속도에 도달하도록 자세가 조정됨에 따라 침하율을 300fpm 이상으로 증가시켜야 한다.				회복방법은 수직 오토로테이션에 진입하도록 컬렉티브를 내리거나, 사이클릭을 조종하여 수평 속도를 얻어 와류 고리 상태에서 빠져나오는 것이다.
13.	**후진 블레이드 실속(Retreating Blade Stall)** 특별한 절차는 헬리콥터마다 다를 수 있으며, 헬리콥터 제작사 또는 기타 주제 분야별 전문가에 의해 규정될 수 있다. 그러나, 설명 목적으로 다음과 같은 정보가 제공된다. 기동하기 위해 전진 속도를 증가하여야 한다. 저주파 진동의 발생, 노즈 피칭 업, 후진 블레이드 방향으로의 롤링을 통해 효과가 인지되어야 한다. 높은 중량, 낮은 로터 RPM, 고밀도 고도, 난기류 또는 급격한 선회는 모두 높은 전진 속도에서 후진 블레이드 실속을 일으키기 쉽다.		X	X	후진 블레이드 실속으로부터 올바른 회복을 위해서는 먼저 컬렉티브를 내려야 하며, 이는 블레이드 각도와 받음각을 감소시킬 필요가 있다. 사이클릭 후방압은 헬리콥터를 감속하는데 사용될 수 있다.
14.	**전이양력(Translational Lift) 효과** 지면효과내(IGE) 안정된 제자리비행 상태에서 전진 가속을 시작한다. 유효전이양력(Effective translational lift) 범위를 통과할 때 눈에 띄는 효과는 일부 헬리콥터에서 가능한 노즈 업, 상승률의 증가 및 진동의 일시적인 증가(일부 경우 이 진동이 두드러질 수 있다.) 이 효과는 적절한 속도 범위(유효전이양력 속도)로 감속할 때 다시 나타난다. 감속하는 동안 피치와 상승 속도가 역효과를 가지지만 진동 수준이 유사하게 일시적으로 증가하여야 한다.	X	X	X	

[표 10-5] 기능 및 주관적인 시험 (음향시스템)

QPS Requirements				
번호	음향 시스템	등급		
		B	C	D
다음 점검은 모션 시스템이 켜져 있고, 정상 비행 프로파일 중에 수행된다.				
1.	강수		X	X
2.	강수 제거 장비		X	X
3.	조종사가 정상적인 헬리콥터 운항을 위해 사용되는 헬리콥터 소음		X	X
4.	엔진 기능불량, 착륙장치 또는 타이어 기능불량, 테일 붐 등을 포함하여 관련 음향 신호가 있는 비정상 운항		X	X
5.	모의비행장치가 제한을 초과하여 착륙할 때의 충돌 소리		X	X

[표 10-6] 기능 및 주관적인 시험 (특수효과)

QPS Requirements				
번호	특수 효과(Special effects)	등급		
		B	C	D
이 표는 명시된 모의비행장치 등급에 필요한 최소한의 특수 효과를 규정한다.				
1.	**제동 역학** 조종사가 문제를 식별하고 적절한 절차를 이행하기에 충분히 높은 브레이크 온도(헬리콥터 관련 데이터 기반)로 인한 미끄럼 방지(Antiskid) 및 제동 효율 감소를 포함하는 브레이크 고장(모의비행장치 피치, 측면하중 및 헬리콥터를 대표하는 방향조종 특성) 역학의 표현		X	X
2.	**기체 및 엔진 결빙의 영향(결빙 조건에서 운항하도록 승인된 헬리콥터에만 필요)** 모의비행장치가 공중에 있고, 순수한 형상에서 공칭 고도, 순항 속도, 자동조종장치가 켜져 있고 자동 스로틀이 꺼진 상태로 엔진 및 에어포일 제빙/방빙 시스템이 비활성화되어 있어야 하며, 모의비행장치 및 시스템 응답을 모니터링할 수 있는 속도에서 결빙 조건을 활성화하여야 한다. 결빙 인지에는 일반적으로 총 중량 증가, 대기속도 감소, 피치 자세의 변경, 엔진 성능 표시의 변경(대기속도 변경으로 인한 경우 제외), 동·정압 시스템 또는 로터 트랙 이탈 및 균형 데이터 변경이 포함되며, 난방, 제·방빙 시스템을 독립적으로 활성화하여야 한다. 인식 과정 중 이러한 시스템의 적절한 효과가 재현되어야 하며, 결국 조종사가 헬리콥터를 정상 비행상태가 되도록 해야 한다.		X	X

[표 10-7] 기능 및 주관적인 시험(교관석(IOS) 요구사항)

QPS Requirements				
번호	교관석(IOS)	등급		
		B	C	D
이 표의 기능은 헬리콥터에 적합하거나 시스템이 특정 모의비행장치에 설치된 경우에만 평가 대상이 된다.				
1.	**모의비행장치 전원스위치**	X	X	X
2.	**헬리콥터 상태**			
2.a.	총중량, 무게중심, 연료하중 및 분배	X	X	X
2.b.	헬리콥터 시스템 상태	X	X	X
2.c.	지상조업기능	X	X	X
3.	**공항 / 헬리포트**			
3.a.	활주로 번호 및 선택	X	X	X
3.b.	활주로 또는 착륙지역 선택	X	X	X
3.c.	착륙 표면 상태(Rough, Smooth, Icy, Wet, Dry, Snow)	X	X	X
3.d.	사전설정 위치	X	X	X
3.e.	등화 제어장치	X	X	X
4.	**환경 제어장치**			
4.a	시정(Statute miles(Kilometers))	X	X	X
4.b.	활주로가시거리(RVR, feet/meters)	X	X	X
4.c.	온도	X	X	X
4.d.	기후 조건	X	X	X
4.e.	풍속 및 풍향	X	X	X
5.	**헬리콥터 시스템 기능불량 (추가/삭제)**	X	X	X
6.	**Locks, Freezes, and Repositioning**			
6.a.	Problem(all) Freeze / Release	X	X	X
6.b.	Position(geographic) Freeze / Release	X	X	X
6.c.	Repositioning(Locations, Freezes, Releases)	X	X	X
6.d.	지상속도제어	X	X	X
7.	**원격 교관석(IOS)**	X	X	X
8.	**음향 제어장치**(On / Off / Adjustment)	X	X	X
9.	**모션/하중 제어시스템**			
9.a.	On / Off / Emergency stop	X	X	X
10.	**참관자 좌석/운영석**(Position / Adjustment / Positive restraint system)	X	X	X

[별표 11]

헬리콥터 - 비행훈련장치 인증성능기준(일반 기준)
(Helicopter - Flight Training Device QPS - General Requirements)

1. 개 요

가. [별표 11]에 포함된 일부 요건들은 SOC(Statement of Compliance)에서 보충되어야 한다. 여기에는 객관적 점검 및 주관적 평가가 포함될 수 있으며, SOC를 필요로 하는 요건은 [표 11-1]에 기술되어 있다.

나. [표 11-1]은 헬리콥터 비행훈련장치의 최소요건을 기술하고 있다. 기술된 다양한 장치들에는 [별표 11]에서 개괄한 요건의 범위를 넘는 운항시스템이나 기능들도 포함되어 있다. 그러나 모든 시스템은 적합한 운용이 보장되도록 [별표 11]에 따라 시험 및 평가되어야 한다.

2. 논의사항

가. [별표 11]은 4~7등급의 비행훈련장치 인증을 위한 일반요건을 기술한다. 운영자는 객관적 점검과 기능 검사 및 주관적 평가 등을 고려하여, 비행훈련장치의 특정 등급에 대한 전체 요건을 결정해야 한다.

나. [표 11-2]는 해당 비행훈련장치가 점검항목을 제공할 수 있는지에 대한 여부를 결정한다.

다. [표 11-3]은 교관석에서 모의비행장치를 제어할 수 있는 기능들을 기술한다.

라. 지정검사 등에서 인증과제목록(SOQ의 일부)에 포함된 모든 것을 완료할 필요는 없다.

[표 11-1] 헬리콥터 비행훈련장치 최소요건

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치 요건 (General FTD requirements)	등급				참고사항
		4	5	6	7	
1. 일반 조종실 형상						
1.a.	FTD는 헬리콥터를 모의한 조종실 또는 제어장치, 장비, 관측할 수 있는 조종실 지시계, 회로 차단기 및 적절하게 위치하고, 기능적으로 정확한 격벽을 갖춘 헬리콥터를 시뮬레이션한 설정이어야 하고, 헬리콥터를 재현하거나 헬리콥터 세트를 갖추어야 한다. 제어장치 및 스위치의 이동 방향 및 스위치는 해당 헬리콥터 또는 헬리콥터의 세트와 동일하여야 한다. 조종석은 조종사가 실제 헬리콥터와 동일한 눈높이에 맞출 수 있도록 해야 한다. 조종실 윈도우의 작동을 위한 장비가 구비되어야 하나, 실제 윈도우가 작동할 필요는 없다. 절차에 영향을 미치거나 관측가능한 조종실 지시계에 결과가 나타나는 회로차단기는 적절하게 위치하고 기능적으로 정확해야 한다. 화재용 도끼, 소화기, 랜딩기어 핀 및 여분의 전구 등을 이용할 수 있어야 하고, 모의비행장치에서 윤곽으로 재현할 수 있다.			X	X	FTD 목적을 위해, 조종실은 조종사 좌석의 가장 극단적인 후방 세트에서 조종실 횡단면의 전방에 있는 모든 공간으로 구성되며, 여기에는 추가, 필수적인 조종사 임무석과 임무석 후방에 필요한 격벽을 포함한다. 랜딩기어 핀 보관함, 화재용 도끼 및 소화기 여분의 전구 및 항공기 문서 파우치와 같은 항목만을 포함하는 격벽은 필수사항으로 간주되지 않으며 생략될 수 있다. 생략된다면 이들 항목 또는 이들 항목의 윤곽은 모의비행장치의 벽면에 위치하거나 이들 항목의 원래 위치와 가능한 가까운 위치에 놓일 수 있다.
1.b.	FTD는 승인된 교육/점검을 수행할 수 있도록 충분하게 재현된 장비(예; 계기, 패널, 시스템, 회로차단기 및 제어장치)를 갖추어야 한다. 설치된 장비는 공간적으로 정확한 배열로 위치하여야 하며 조종실 또는 개방된 조종실 구역이 될 수 있다. 절차에 영향을 미치거나 관측가능한 조종실 지시계에 결과가 나타나는 회로차단기는 적절하게 위치하고 기능적으로 정확해야 한다. 승인된 교육 및 점검에 필요한 추가 장비는 FTD에서 활용할 수 있어야 하나, 공간적으로 정확한 위치에 최대한 가까운 적절한 위치에 배치할 수 있다. 이들 장비의 작동은 헬리콥터의 적절한 기능을 재현해야 한다. 화재용 도끼, 랜딩기어 핀, 및 기타 유사한 목적의 계기는 윤곽으로만 재현할 필요가 있다.	X	X			

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치 요건 (General FTD requirements)	등급				참고사항
		4	5	6	7	
2. 프로그래밍						
2.a.	FTD는 비행 중 정상적으로 조우하게 되는 항력 및 추력의 조합에 대해 공기역학적 변화의 적절한 효과를 제공하여야 한다. 여기에는 헬리콥터 자세, 추력, 항력, 고도, 온도 및 형상 변화의 효과가 포함되어야 한다. 6등급 및 7등급의 경우, 총 중량 및 무게 중심의 변화 효과가 추가적으로 필요하며, 5등급은 일반적인 공기역학적 프로그래밍만 필요하다. SOC가 요구된다.		X	X	X	
2.b.	FTD는 요구되는 인증등급을 충족하는데 필요한 컴퓨터(아날로그 또는 디지털) 성능(예; 수용능력, 정확도, 해상도 및 동적 응답)을 갖추어야 한다. SOC가 요구된다.	X	X	X	X	
2.c.	조종실 계기의 상대적 응답은 대기 시간 시험 또는 전송 지연 시험으로 측정되어야 하며, 150ms 초과할 수 없다. 계기는 할당된 시간 내에 조종사의 위치에서 갑작스러운 입력에 응답하여야 하나, 헬리콥터 또는 헬리콥터 세트와 동일한 조건에서의 응답 시간 전에 응답해서는 아니 된다. - 대기 시간: FTD 계기, 모션시스템 및 시각시스템(해당하는 경우) 응답은 헬리콥터 응답 시간 전에 일어나서는 아니 되며, 동일한 조건에서의 응답시간 이후 150ms내에 응답할 수 있다. - 전송 지연: 대기 요건에 대한 대안으로서 FTD 시스템이 명시된 한계를 초과하지 않음을 입증하는데 전송 지연 관련 객관적인 시험이 사용될 수 있다. 운영자는 조종사의 조종장치에서 모든 시뮬레이션 소프트웨어 모듈을 통해 정확한 순서로 진행되는 단계 신호에 의해 발생하는 모든 지연시간을 측정하여야 하며, 마지막으로 계기 디스플레이에 대한 정상 출력 인터페이스와 해당하는 경우 모션시스템 및 시각 시스템을 통한 핸드세이킹 프로토콜을		X	X	X	목적은 FTD가 헬리콥터 응답과 같이 명시된 시간 지연내에 계기 신호를 제공하는지 확인하는 것이다. 헬리콥터 응답의 경우, 적절한 대응 회전축의 가속도가 우선된다.

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치 요건 (General FTD requirements)	등급				참고사항
		4	5	6	7	
	사용하여 측정되어야 한다. 또는 측정장비(예;오실로스코프)를 통한 검증이 가능하다.					
3. 장비운용						
3.a.	헬리콥터의 시뮬레이션에 포함된 모든 관련 계기 지시계는 시뮬레이션된 헬리콥터 또는 헬리콥터의 세트에 대하여 제어장치의 움직임 및 외부요인(예; 난기류 또는 윈드시어 등)에 자동으로 반응하여야 한다.	A	X	X	X	
3.b.	항법장비는 해당 헬리콥터 또는 헬리콥터 세트에 대한 허용오차 내에서 설치되고 작동하여야 한다. 6등급, 7등급의 경우, 헬리콥터와 같은 통신 장비(인터폰, 공중·지상)를 포함하여야 하며, 5등급의 경우, 계기 접근 비행을 하는 데 필요한 항법 장비만 갖추면 된다.	A	X	X	X	
3.c.	설치된 시스템은 지상과 공중 모두에서 적용 가능한 헬리콥터 시스템 작동을 재현하여야 하며, 최소한 하나의 헬리콥터 시스템이 재현되어야 한다. 시스템은 운영자의 훈련 프로그램에 포함된 정상, 비정상 및 비상상황 운항절차가 수행될 수 있을 정도로 작동되어야 한다. 6등급, 7등급의 경우 모든 해당하는 헬리콥터 비행, 항법 및 시스템 작동을 재현하여야 하며, 5등급의 경우 기능적인 비행, 항법적인 제어장치, 디스플레이 및 계기를 갖추어야 한다.	A	X	X	X	
3.d.	패널 및 계기에 대한 조명의 환경은 수행되어야 하는 작동에 대해 충분하여야 한다.	X	X	X	X	백라이트 패널 및 계기가 설치될 수 있지만, 필수는 아니다.
3.e.	FTD는 헬리콥터 또는 헬리콥터 세트와 일치하는 조종력과 조종장치 움직임을 제공하여야 한다. 조종력은 동일한 비행조건 하에 헬리콥터 또는 헬리콥터 세트에서 동일한 방식으로 반응하여야 한다.			X	X	
3.f.	FTD는 계기접근을 수동으로 비행하기에 충분한 정밀도의 조종력과 조종장치 움직임을 제공하여야 한다. 조종력은 동일한 비행조건 하에 헬리콥터 또는		X			

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치 요건 (General FTD requirements)	등급				참고사항
		4	5	6	7	
	헬리콥터 세트에서 동일한 방식으로 반응하여야 한다.					
4. 교관 또는 평가관 시설						
4.a.	조종사 좌석 이외의 교관/평가관 및 정부 검사관을 위한 적절한 좌석을 갖추어야 하며, 이들 좌석은 조종사의 패널에 대한 적절한 시야를 제공하여야 한다.	X	X	X	X	이 좌석은 항공기 좌석의 복제품일 필요는 없으며, 사무실 의자 수준도 가능
4.b.	FTD는 정상, 비정상 및 비상상황에 적절하게 작동할 수 있는 교관 제어장치를 갖추어야 한다. 일단 작동되면, 시스템 작동은 조종사에 의해 관리되어야 하고, 교관의 제어장치를 통한 입력을 요구하지 않아야 한다.	X	X	X	X	
5. 모션시스템						
5.a.	모션 시스템은 FTD에 설치될 수 있다. 설치된 경우 모션시스템 작동이 주의를 산만하게 해서는 아니 되며, 모션 시스템이 설치되고 추가적인 교육, 시험 또는 점검 인정이 요구되는 경우 감각 신호가 통합되어야 한다. 모션 시스템은 할당된 시간 내에 조종사 위치에서 갑작스러운 입력에 응답하여야 하지만, 동일한 조건 하에서 헬리콥터가 응답할 때의 시간 전이어서는 아니 된다. 모션 시스템은 지연시간 시험 또는 전송지연 시험에 의해 측정되어야 하고 150ms를 초과할 수 없다. 계기 응답은 모션 시작전에 일어나서는 아니 된다.	X	X	X	X	
5.b.	FTD는 조종석에서 기록된 헬리콥터의 진동 특성에 대해 최소한의 진동 신호 시스템이 있어야 한다.				X	필요한 신호를 제공하기 위해 충분한 "Seat shaker" 또는 베이스 스피커로 수행할 수 있다.
6. 시각시스템						
6.a. 6.a.1.	FTD 시각 시스템이 설치된 경우 다음의 기준을 충족하여야 한다. 시각시스템은 조종사의 위치에서 갑작스러운 입력에 응답하여야 하며, SOC가 요구된다.	X	X	X		
6.a.2.	시각시스템은 최소한 단일 채널, 비시준 디스플레이(Non-collimated display)가 있어야 하며, SOC가 요구된다.	X	X	X		
6.a.3.	시각시스템은 조종사 비행에 대해 최소한 수직 18도, 수평 24도의 시야를	X	X	X		

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치 요건 (General FTD requirements)	등급				참고사항
		4	5	6	7	
	제공하여야 하며, SOC가 요구된다.					
6.a.4.	시각시스템은 조종석마다 최대 10도의 시차(Parallax)를 제공하여야 하며, SOC가 요구된다.	X	X	X		
6.a.5.	시각 장면 컨텐트는 주의를 산만하게 하지 않아야 하며, SOC가 요구된다.	X	X	X		
6.a.6.	조종사의 눈 위치에서 디스플레이 표면까지의 최소 거리는 전면 패널 계기까지의 거리보다 작을 수 없으며, SOC가 요구된다.	X	X	X		
6.a.7.	시각시스템은 계산되고 표시되는 픽셀 크기 모두에 대해 최소 5각분(Arc-minutes)의 해상도를 제공하여야 하며, SOC가 요구된다.	X	X	X		
6.b.	시각시스템이 설치되고 시각시스템이 있는 것에 근거하여 추가적인 교육, 시험 또는 점검 인정이 요구되는 경우, 시각시스템은 최소 A등급 FFS에서 필요로 하는 기준을 충족하여야 한다. 시차 에러가 각 조종사에 대하여 동시에 10도 이하인 시각 시스템 설계 "시점"이 각 조종사 위치에 대하여 적절하게 조정되는 그런 설비들에 대하여 "Direct-view", 비시준 시각 시스템(A등급 시각 시스템에 대한 기타 요건을 충족)은 만족스러운 것으로 간주될 수 있으며, SOC가 요구된다.	X	X	X		
6.c.	FTD는 동시에 두 조종사 좌석에 대해 수평으로 최소 146도 및 수직으로 36도의 연속적인 시야를 제공하여야 한다. 최소 수평 시야 범위는 헬리콥터 동체에 대한 0도 방위각 선을 중심으로 최소 연속 시야 요구사항의 ±1/2이어야 한다. 최소 수평 시야 범위가 유지된다면 운영자의 재량에 따라 추가적인 수평 시야 기능이 추가될 수 있으며, 이들 최소 요건을 초과하는 시야 기능은 7등급 인증에 요구되지 않는다. 특정 작업에서 수평 146도 및 수직 36도를 초과하는 확장된 시야를 필요로 하는 경우(예; "Chin window"를 사용할 경우, 조절 기능이 주 시각시스템 디스플레이와 일체형이거나 분리형일 수 있다.), 그러한 확장된 시야가				X	특정 헬리콥터 조종실에서의 음영 각도와 관련하여 수직 시야의 최적화가 고려될 수 있다. 증대된 시야 설비/사용을 고려할 때, 여기에 규정된 바에 따라 운영자는 검사관과 협의하여 증대된 시야 기능이 해당 인증에 중요한 훈련, 시험, 점검 또는 경험 요목인지를 판단할 책임이 있다.

QPS Requirements						정보
번호	일반 비행훈련장치 요건 (General FTD requirements)	등급				참고사항
		4	5	6	7	
	제공되어야 한다. SOC가 요구되며, 설치 형상을 설명해야 한다.					
7. 음향시스템						
7.a.	FTD는 헬리콥터에서 들리는 것과 동일하게 조종사 조작으로 발생하는 중요한 조종실 음향을 재현하여야 한다.			X	X	

주: 표에서 “A”는 해당 헬리콥터 시스템 또는 조종장치가 FTD에 모의되어 있고 작동이 적절한 경우 그 시스템, 요목 또는 절차가 시험되어야 함을 나타낸다.

[표 11-2] 최소 FTD 요구조건(주관적 점검)

QPS Requirements						정보
번호	주관적인 요구조건 FTD는 인증이 필요한 등급과 관련된 요목을 수행할 수 있어야 한다.	등급				참고사항
		4	5	6	7	
1. 비행전 절차						
1.a.	비행전 점검 (조종실만 해당) 스위치, 지시계, 시스템 및 장비	A	A	X	X	
1.b.	APU/엔진 시동 및 런업					
1.b.1.	정상 시동 절차	A	A	X	X	
1.b.2.	대체 시동 절차	A	A	X	X	
1.b.3.	비정상 시동 및 셧다운(Hot start, hung start)	A	A	X	X	
1.c.	Taxiing – Ground				A	
1.d.	Taxiing – Hover				X	
1.e.	이륙 전 점검	A	A	X	X	
2. 이륙 및 출발 단계						
2.a.	정상 이륙					
2.a.1.	From ground				X	
2.a.2.	From hover				X	
2.a.3	활주				X	
2.b.	계기			X	X	
2.c.	이륙 중 동력장치 고장			X	X	
2.d.	이륙중단				X	
2.e.	계기 출발			X	X	
3. 상승						
3.a.	정상			X	X	
3.b.	장애물 회피				X	
3.c.	수직			X	X	
3.d.	하나의 엔진 부작동			X	X	
4. 비행 중 기동						
4.a.	선회(Timed, Normal, Steep)		X	X	X	
4.b.	동력장치 고장 - 다발엔진 헬리콥터			X	X	
4.c.	동력장치 고장 - 단발엔진 헬리콥터			X	X	
4.d.	비정상 자세 회복				X	
4.e.	동력고착				X	
5. 계기 절차						

QPS Requirements						정보
번호	주관적인 요구조건 FTD는 인증이 필요한 등급과 관련된 요목을 수행할 수 있어야 한다.	등급				참고사항
		4	5	6	7	
5.a.	계기 도착			X	X	
5.b.	대기			X	X	
5.c.	정밀 계기접근					
5.c.1.	정상 - 모든 엔진 작동		X	X	X	
5.c.2.	수동 조종 - 하나 이상의 엔진 부작동			X	X	
5.d.	비정밀 계기접근		X	X	X	
5.e.	접근실패					
5.e.1.	모든 엔진 작동			X	X	
5.e.2.	하나 이상의 엔진 부작동			X	X	
5.e.3.	안정성 증대 시스템 고장			X	X	
6. 착륙 및 착륙을 위한 접근						
6.a.	시계접근(Normal, Steep, Shallow)		X	X	X	
6.b.	착륙					
6.b.1.	정상/측풍					
6.b.1.a.	활주				X	
6.b.1.b.	From Hover				X	
6.b.2.	하나 이상의 엔진 부작동				X	
6.b.3.	착륙포기				X	
7. 정상 및 비정상 절차						
7.a.	동력장치	A	A	X	X	
7.b.	연료 계통	A	A	X	X	
7.c.	전기 계통	A	A	X	X	
7.d.	유압 계통	A	A	X	X	
7.e.	환경 계통	A	A	X	X	
7.f.	화재감지 및 소화계통	A	A	X	X	
7.g.	항법 및 항공계통	A	A	X	X	
7.h.	자동조종 계통, 전자비행 계기계통 및 관련 하위계통	A	A	X	X	
7.i.	비행조종계통	A	A	X	X	
7.j.	제방 및 방빙계통	A	A	X	X	
7.k.	항공기 및 개인 비상장비	A	A	X	X	
7.l.	특별 임무 요목 (예; Night Vision goggles, Forward Looking Infrared System, External Loads and as listed on the SOQ)				X	

QPS Requirements						정보
번호	주관적인 요구조건 FTD는 인증이 필요한 등급과 관련된 요목을 수행할 수 있어야 한다.	등급				참고사항
		4	5	6	7	
8. 비상상황 절차 (해당하는 경우)						
8.a.	비상 강하			X	X	
8.b.	비행 중 화재 및 연기 제거			X	X	
8.c.	비상 탈출			X	X	
8.d.	불시 착수				X	
8.e.	자동활공 착륙				X	
8.f.	후퇴익 실속 회복				X	
8.g.	Mast bumping				X	
8.h.	꼬리 로터 효율성 손실			X	X	
9. 비행후 절차						
9.a	착륙 후 절차	A	A	X	X	
9.b.	Parking and Securing					
9.b.1.	로터 브레이크 작동	A	A	A	A	
9.b.2.	비정상/비상상황 절차	A	A	X	X	

주: 표에서 “A”는 해당 헬리콥터 시스템 또는 조종장치가 FTD에 재현되어 있고 작동이 적절한 경우, 그 시스템, 요목 또는 절차가 시험되어야 함을 나타낸다.

[표 11-3] FTD 시스템 요목표

QPS Requirements						정보
번호	주관적인 요구조건 표시된 FTD 등급으로 인증을 받기 위해서 FTD가 최소 인증 등급과 관련된 요목을 수행할 수 있어야 한다.	등급				참고사항
		4	5	6	7	
1. 교관석(IOS)						
1.a.	전원 스위치	A	X	X	X	
1.b.	헬리콥터 상태	A	A	X	X	예; GW, CG, Fuel load-ing, Systems, Ground Crew
1.c.	공항/헬리포트/헬리콥터 착륙 지역	A	X	X	X	예; Selection, Surface, Presets, Lighting con-trols
1.d.	환경 제어	A	X	X	X	예; Temp and Wind
1.e.	헬리콥터 시스템 오작동 (Insertion / Deletion)	A	A	X	X	
1.f.	Locks, Freezes, and Repositioning (해당하는 경우)	A	X	X	X	
1.g.	음향제어(On/Off/Adjustment)		X	X	X	
1.h	모션/하중 제어시스템 (On/Off/Emergency stop)		A	X	X	
2. 참관자 좌석/운영석						
2.a.	Position / Adjustment / Positive restraint system	A	X	X	X	

주: 표에서 “A”는 해당 헬리콥터 시스템 또는 조종장치가 FTD에 재현되어 있고 작동이 적절한 경우 그 시스템, 요목 또는 절차가 시험되어야 함을 나타낸다.

[별표 12]

헬리콥터 - 비행훈련장치 인증성능기준(정량적 기준)
(Helicopter - Flight Training Device QPS - Objective Tests)

1. 개 요

가. 객관적인 데이터상에 바람과 관련된 사항이 있는 경우, 바람 벡터가 제시된 해당 데이터에 기존의 용어로 명확히 기재되어야 하며, 이는 해당 시험에 사용되는 활주로와 연계되어야 한다.

나. 4등급 비행훈련장치는 객관적 점검이 요구되지 않는다.

2. 시험요건

가. 인증에 필요한 지상 및 비행점검은 [표 12-1]에 기술되어 있다. 검사관에 의해 특별 승인된 대체적합 시험을 제외하고, 각각의 비행훈련장치 시험에 대한 결과는 컴퓨터 기반으로 생성하여 제공되어야 한다. 비행조건 또는 운용조건으로 요구된 항목들이 시뮬레이션 된 헬리콥터 또는 취득하려는 등급에 맞지 않을 경우에는 무시될 수 있다.(예 ; 단발엔진 헬리콥터에 대한 1개 엔진 고장 조건 하에 상승능력) 해당 결과는 검사관에 의해 인정되는 적절한 기록 장치로 생성되어야 하며, 비행훈련장치 번호, 날짜, 시간, 조건, 허용오차 및 유효성 검사 데이터와 비교 표시된 적절한 종속변수가 포함되어야 한다. 시간이력은 [표 12-1]에 달리 명시되지 않으면 요구되며, 모든 결과는 허용오차와 주어진 단위를 사용 및 분류하여 표시해야 한다.

나. [표 12-1]에는 매개변수, 허용오차, 비행훈련장치 유효성 검사에 필요한 비행조건 등이 포함된 시험결과 요건이 기술되어 있다. 시험 목록에는 허용오차가 제시되어 있는데, 이는 수학적 모델링, 수집 및 기준 데이터 개발 측면에서 종종 부정확성이 발생하기 때문이다. [표 12-1]에 명시된 모든 허용오차는 비행훈련장치 성능에 적용되며 따로 명시하지 않는 한, 어떤 매개변수에 2개의 허용오차가 주어질 경우, 제한이 덜한 것으로 사용할 수 있다. 허용오차가 백분율(%)로만 표시된 경우, 해당 허용오차 백분율은 정상 운용범위 내에서 중립 또는 제로 위치에서 측정된 해당 매개변수의 최대값이 적용된다.

다. [별표 12-1]에 포함된 일부 시험은 SOC를 통해 보충 설명되어야 하며, [표 12-1]에 명시되어 있다.

라. 비행훈련장치의 유효성 검증에 적용된 비행점검 데이터를 평가하는 데 운영적 또는 기술적인 판단을 해야 하는 경우, 단일한 매개변수에 제한하여 그러한 판단을 해서는 안 된다. 예를 들어, 측정된 매개변수의 급속한 변화를 보이는 데이터에 대해서는 보간법이나 최적데이터 선정이 요구되며, 주어진 기동이나 비행조건과 관련된 모든 매개변수는 전반적인 해석이 허용되도록 제시되어야 한다. 시간이력을 통해 비행훈련장치와 헬리콥터 데이터를 연결하는 것이 어렵거나 불가능할 경우, 해당 편차는 평가조건에 부합하는 기타 관련 변수를 비교 제시하여 설명되어야 한다.

마. 해당 비행훈련장치의 수학적 모델이 유효성을 시험하는 시점에만 정확하도록 프로그램된 것은 허용되지 않는다. 달리 명시되어 있지 않다면, 정상적인 운용 하의 헬리콥터 하중 및 무게중심(CG)에서 성능 및 조작 특성을 재현해야 한다. 하나의 시험에서 극단의 무게 또는 무게중심 조건에서 헬리콥터 데이터가 지원된다면, 다른 시험에서는 중간 조건 또는 다른 방식으로 가능한 극단에 가깝게 하여 해당 데이터가 제공되어야 한다. 하나의 극단 사례에서만 관련성을 보인 시험이라면 다른 극단의 조건으로 반복할 필요는 없으며, 6등급에 대한 시험결과는 다음의 모든 항목에서 해당장치의 성능 및 조종 특성이 제시된다.

(1) 헬리콥터 하중 및 무게중심(CG) 영역
(2) 비행영역
(3) 다양한 주변 대기 및 환경조건(각각의 헬리콥터에 대해 승인된 극단상황 포함)

바. 열거된 매개변수를 헬리콥터와 비교할 때, 정확한 비행조건과 헬리콥터 형상의 변화를 검증할 수 있도록 충분한 데이터가 제공되어야 한다. 예를 들어, 제어력이 정적안정도 시험의 매개변수 내에 있는지를 확인하기 위해, 정확한 대기속도, 동력, 추력 또는 토크, 헬리콥터 외장, 고도를 제시한 데이터, 그리고 기타 적절한 데이터들의 ID(식별) 매개변수들도 제공되어야 한다. 단기간의 역학을 비교할 경우, 헬리콥터와 일치하도록 정상 가속도를 사용할 수 있지만, 공기 속도, 고도, 제어 입력, 헬리콥터 구성 및 기타 적절한 데이터도 제공되어야 한다. 착륙장치의 변화 역학을 비교하기 위해 해당 헬리콥터와 일치시키는 데 필요한 피치, 대기속도 및 고도가 제시되어야 하며 착륙장치의 위치도 포함되어야 한다. 모든 대기속도는 적합하게 주석이 붙어야 하며(예; 표시된 것 vs 계산된 것), 아울러 비교에 사용되는 단위도 동일해야 한다.(예 ; inch와 cm가 아니라 inch는 inch로 비교)

사. 운영자가 제공한 QTG에는 해당 비행훈련장치 구성 방법과 이행된 각 점검에 대해 명확하게 기술되어 있어야 한다. 비행훈련장치의 각 보조시스템은 별도로 점검받을 수

있지만, 해당 비행훈련장치에 대한 전반적인 통합시험을 통해 모의비행장치 전체 시스템이 명시된 표준을 충족한다는 것이 우선 검증되어야 한다. 각각의 점검을 완수하기 위한 명시적이고 세부적인 단계가 담긴 점검 매뉴얼 절차가 제공되어야 한다.

아. 사전 인증된 비행훈련장치의 경우, 해당 운영자가 MQTG 개정안을 제출하여 승인을 받게 되면, [별표 12]에 나온 점검과 허용오차에 따라 점검 및 평가를 통해 유효기간 연장검사를 받는다.

자. 조작특성 점검에는 증강장치에 대한 유효성 검사가 포함된다. 고도로 증강된 헬리콥터에 대한 비행훈련장치는 증강되지 않은 외장(또는 조작특성에 대한 최대허용결함 상태) 및 증강된 외장의 양쪽 측면에서 유효성 검사가 이루어진다. 다양한 수준의 조작특성 결과가 결함 상태에서 비롯된 경우에는, 결함 효과에 대한 유효성 검사가 필수적이다. 해당 시스템 디자인이 제어 위치에 어떠한 영향도 미치지 않는 경우, 성능 및 정적 조작 특성 점검 시 비증강된 형상에서의 지정 허용오차 데이터는 필요하지 않다. 비증강된 헬리콥터 반응이 분산되고 비반복적일 경우에는 지정 허용오차를 충족하지 못한 것으로 본다. 이러한 경우, 운영자와 검사관은 항목별로 시험요건에 대해 상호 협의할 수 있다.

차. 일부 점검은 비행훈련장치 조종실에서 헬리콥터 하드웨어를 이용하는 헬리콥터에는 적용하지 않는다.(예 ; "헬리콥터 모듈형 제어기") 그러나, 이러한 경우에도, 운영자는 헬리콥터 하드웨어가 적절한 제작자의 규격 사항을 따르고 있다는 설명서를 제공해야 하며, 검사관이 검토할 수 있도록 해당 사실에 대한 보충 정보를 갖고 있어야 한다.

카. 경량(Light-Class) 헬리콥터를 시뮬레이션할 경우, 허용되는 하중범위에 대해 검사관과 사전 조율이 필요하다. ‘가벼운’, ‘중간’ 및 ‘최대에 가까운’ 용어 사용은 경량(Light-Class) 헬리콥터 비행훈련장치에는 적절하지 않다.

3. 제어역학

가. 비행제어 시스템의 특성은 헬리콥터 조작 특성에 주요한 영향을 미친다. 조종사가 어떤 헬리콥터를 조종할 때 특별히 고려하는 사항이 바로 비행제어장치에서 느껴지는 ‘감각’이다. 그렇기 때문에 조종사가 편안하게 헬리콥터를 제대로 조종하기 위해 감각 시스템 설계에 상당한 노력이 수반된다. 비행훈련장치가 재현 능력을 갖추려면, 조종사에게 적절한 “감각”, 즉 각각의 헬리콥터에서 체감되는 “조종감”을 묘사해야 한다. 이를 위해, 해당 비행훈련장치의 제어감각 역학을 기록하여 실제 헬리콥터의 제자리비행 및

순항 외장에서의 측정치와 비교함으로써, 해당 요건에 부합되는지 결정할 수 있다.

(1) 전자기계 시스템의 동적 특성을 추정할 때는 일반적으로 작동을 촉발시키는 단순 스텝 입력 기능에 대해 무작위로 반응된 것을 기록하여 사용한다. 경우에 따라, 실제 입력과 그 반응의 결과로써 동적 역학 특성을 추정해야 할 때도 있다. 따라서, 해당 비행훈련장치의 하중제어 시스템과 헬리콥터 시스템을 유사하게 맞춘 후, 최적화된 데이터를 수집하는 것이 필수적이다. 동적 제어 일반사항은 [표 12-1]에 기술되어 있으며, 이 점검이 완수되려면 스텝 또는 펄스 입력을 통해 시스템이 자극된 이후 자유 반응이 측정되어야 한다.

(2) 지정 및 특별검사를 할 경우, 제어역학적 특성은 조종실에서 직접 측정 및 기록되어야 한다. 이 절차는 일반적으로 해당 시스템을 작동시키기 위해 스텝 또는 펄스 입력을 통해 나타나는 자유 제어반응을 측정하는 것으로 이뤄진다. 해당 절차는 제자리비행, 상승, 순항 및 오토로테이션에서 수행되며, 비가역 제어시스템이 장착된 헬리콥터는 지상에서 측정될 수 있다. 이때 해당 절차는 제자리비행, 순항 비행 조건 및 외장(Configurations)으로 수행되어야 한다. 적절한 정적 시험가동 입력(해당하는 경우)은 전형적인 비행 중의 대기속도를 나타내야 한다.

(3) 일부 헬리콥터의 경우, 상승, 순항, 및 아이들(Idle)이 유사한 효과를 나타내는 것으로 보여져 한 가지 방법으로 또 다른 것이 충족될 수 있다. 둘 중 어느 것이든, 기술공학적 유효성 검사 또는 헬리콥터 제작자의 근거자료를 제출하여 지상시험 또는 외장 없이 수행되는 시험의 정당성을 입증해야 한다. 제어장치에서 정적 및 동적 점검이 필요한 비행훈련장치의 경우, 해당 QTG에 특정시험 설비와 대체적합한 방법(예; 컴퓨터 상에 동시 발생적으로 제시된 도면(좌표)들이 적절한 경우)을 통해 나온 결과가 모두 제시되면, 지정 및 특별검사 시 특정 시험설비를 갖추지 않아도 된다. 지정검사를 수행하는 동안, 대안적 방법을 이용하여 반복 수행하는 것으로 본 시험은 충족된다.

나. 제어역학 평가

제어시스템의 동적 특성은 종종 주파수와 감쇠/제동(이하, 감쇠로 표기) 및 기타 일련의 전통적인 측정으로 설명된다. 비행훈련장치 하중제어에 대한 점검결과를 검증하기 위해 일관된 방법을 수립하려면, 측정치에 대한 해석 및 허용오차 적용을 명확히 정의한 척도가 필수적이다. 즉, 저감쇠(Underdamp), 임계감쇠(Critically damp), 그리고 과감쇠(Overdamp)에 대한 척도가 요구된다. 매우 약한 감쇠를 보인 미흡감쇠 시스템의 경우에는, 해당 시스템을 주파수와 감쇠에 의해 양자화할 수 있다. 임계감쇠 또는 초과감쇠는 해당 주파수 및 감쇠 반응시간 이력을 통해 바로 측정되지 않는다. 따라서, 다음의 측정방법을 이용한다.

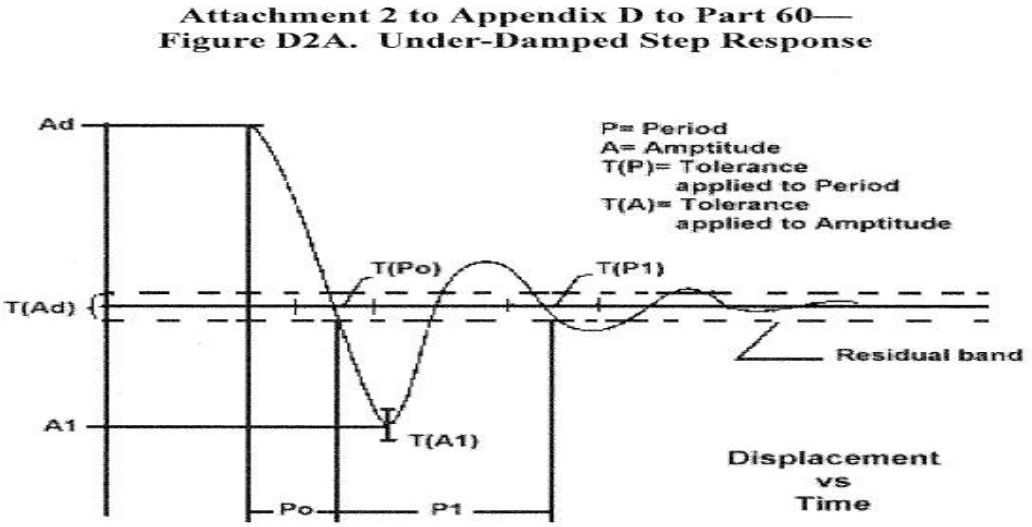
(1) 제어감각 역학 측면에서, 해당 헬리콥터를 재현한 것인지 검증하기 위해, 동적 감쇠주기(순환)가 명시된 허용오차 이내에서 해당 헬리콥터와 일치 여부를 제시해야 한다. 저감쇠 및 임계감쇠에 대해, 반응과 허용오차 평가에 적용될 수 있는 한 가지 방법이 아래에 기술되어 있다.

(가) 미흡감쇠 반응

측정 시기는 2회가 요구되며, 처음 0을 지나는 시간(제한율이 있는 경우) 그리고 후속 진동 주파수 시기이다. 일정하지 않은 시기로 반응이 있을 경우에는 개별 사안별로 주기를 측정해야 한다. 각각의 시기별로 해당시기의 비행기 제어시스템과 비교되도록 하여 결과적으로 해당 시기의 허용오차 규정 범위 끝까지 도달하게 한다.

(나) 감쇠 허용오차는 개별적으로 오버슛에 적용되는데, 이때 허용오차를 다소 빗나가거나 초과한 경우에는 주의해야 한다. 이렇게 벗어난 경우가 초기 변위 총량의 5%보다 큰 것만 고려하면 된다. 나머지 대역, [그림 12-1]에 $T(A_d)$는 진동의 정상 값에서 초기 변위 진폭 A_d 의 ±5%이다. 이 나머지 대역 밖의 진동만이 유의미하게 간주된다. 비행훈련장치 데이터를 헬리콥터 데이터와 비교할 때, 먼저 해당 비행훈련장치와 헬리콥터의 정상 값을 비교해보고 진동최고치가 처음 0을 지난 시기 및 개별적인 진동 시기의 진폭을 비교해본다. 해당 헬리콥터의 데이터와 비교하여 1 이내까지 동일 개수의 주요 오버슛을 비행훈련장치에 표시되어야 한다. 반응 평가절차는 [그림 12-1]에 기술되어 있다.

[그림 12-1 저감쇠 계단 응답]

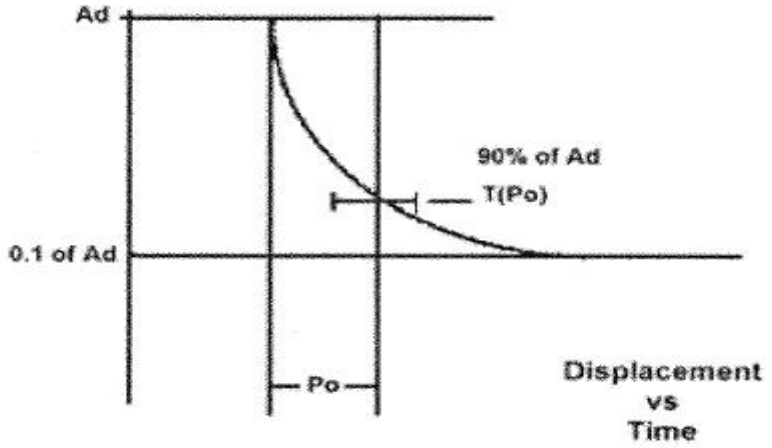


(다) 임계감쇠 및 초과감쇠 반응

임계감쇠와 과감쇠(Overshoots 없음) 반응 특성상, 정상 값(중립점)의 90%에 도달하는 시간이 헬리콥터와 ±10% 내에서 동일해야 한다. [표 12-2]에 그 절차가 명시되어 있다.

[그림 12-2 임계감쇠 계단 응답]

Attachment 2 to Appendix D to Part 60—
Figure D2B. Critically-Damped Step Response



(라) 특별 고려사항

일반적으로 인정되는 과감쇠 또는 저감쇠 반응 이외의 특성을 보이는 제어시스템의 경우에는 규정된 허용오차를 충족해야 한다. 아울러, 주요현상의 추이가 유지되도록 특히 주의해야 한다.

(2) 허용오차

(가) 다음은 허용오차 요약표로, 저감쇠 시스템, T, 그리고 “n”은 전체 진동주기의 연속시기이다.

$T(P_0)$±10% of P_0

$T(P_1)$ ±20% of P_1

$T(P_2)$ ±30% of P_2

$T(P_n)$ ±10(n+1)% of P_n

$T(A_n)$ ±10% of A_1, ±20% of Subsequent Peaks

$T(A_d)$ ±5% of A_d = Residual band

(나) 다음 허용오차는 임계감쇠 및 과감쇠 시스템에만 적용된다.

$T(P_0)$±10% of P_0

다. 대체적합 방법의 제어역학 평가

(1) 유압계통의 비행제어 시스템 및 인공감각 시스템이 장착된 항공기의 경우, 제어역학을 검증할 수 있는 대체 적합한 수단으로 제어력과 운동율의 측정을 고려할 수 있다. 피치, 롤 및 요의 각 축에 대해, 다음과 같이 식별 가능한 비율로 최대극한까지 강제로 제어되어야 하며, 이 시험은 정상 비행 및 지상 조건에서 수행된다.

(가) 정적시험은 천천히 조종계통을 움직여 95~105초 이내로 완전하게 스윕(Sweep)되도록 한다. 완전스윕(Full sweep)은 조종계통을 중립에서 정지(일반적으로 후미 또는 우측정지)까지 이동시키고, 그런 다음 정반대로 이동한 다음 중립 위치까지 제어하는 것을 말한다.

(나) 느린 동적시험 : 8 ~ 12초 이내 완전스윕(Full sweep) 제어 달성

(다) 빠른 동적시험 : 3 ~ 5초 이내 완전스윕(Full sweep) 제어 달성

주 : 동적 스윕은 제어력이 100lbs (44.5daN)를 초과하지 않도록 제한될 수 있다.

[표 12-1] 헬리콥터 비행훈련장치(객관적 시험)

QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 세부사항	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
1.	성능							
1.a.	엔진 평가							
1.a.1.	시동 작동							
1.a.1.a.	엔진 시동 및 가속(일시적인)	Light Off Time – ±10% or ±1sec Torque – ±5% Rotor Speed – ±3% Fuel Flow – ±10% Gas Generator Speed – ±5% Power Turbine Speed – ±5% Gas Turbine Temp – ±30°C	지상에서 로터 브레이크 사용 및 미사용	시동 순서 시작부터 정상상태 아이들까지 및 정상상태 아이들에서부터 작동 RPM까지 각 엔진 시동을 기록하여야 한다.		X	X	
1.a.1.b.	정상상태 아이들 및 작동 RPM 상태	Torque – ±3% Rotor Speed – ±1.5% Fuel Flow – ±5% Gas Generator Speed – ±2% Power Turbine Speed – ±2% Turbine Gas Temp – ±20°C	지상	정상상태 아이들 및 작동 RPM 상태 모두를 기록하여야 한다. 일련의 스냅샷 시험으로 대체할 수 있다.	X	X	X	
1.a.2.	동력 터빈 속도 트림	±10% of total change of power turbine speed or ±0.5% change of rotor speed	지상	양방향에서 트림 시스템 작동에 대한 엔진 응답을 기록하여야 한다.		X	X	
1.a.3.	엔진 및 로터 속도 제어	Torque – ±5% Rotor Speed – ±1.5%	상승, 강하	컬렉티브에 대해 스탭 입력을 사용하여 결과를 기록하여야 한다. 상승 및 강하 성능 시험에서 동시에 수행될 수 있다.		X	X	
1.b.	<보류>							
1.c.	이륙							

QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 세부사항	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
1.c.1.	모든 엔진	Airspeed – ±3kt Altitude – ±20ft(6.1m) Torque – ±3% Rotor Speed – ±1.5% Vertical Velocity – ±100fpm(0.50m/sec) or 10% Pitch Attitude – ±1.5° Bank Attitude – ±2° Heading – ±2° Longitudinal Control Position – ±10% Lateral Control Position – ±10% Directional Control Position – ±10% Collective Control Position – ±10%	지상/이륙 및 초기 상승 구간	이륙 비행 경로(활주이륙 및 제자리 비행으로부터 이륙)의 결과를 기록하여야 한다. 이 기준은 유효전이양력 이상의 대기속도 구간에 대해서만 적용하며, 결과는 이륙 시작부터 최소 AGL 200ft(61m) 까지 기록되어야 한다.			X	
1.c.2.	<보류>							
1.c.3.	<보류>							
1.d.	제자리비행							
	성능	Torque – ±3% Pitch Attitude – ±1.5° Bank Attitude – ±1.5° Longitudinal Control Position – ±5% Lateral Control Position – ±5% Directional Control Position – ±5% Collective Control Position – ±5%	지면효과 내(IGE) 및 지면효과 밖(OGE)	경량 및 무거운 총 중량에 대한 결과를 기록하여야 하며, 일련의 스냅샷 시험으로 대체할 수 있다.			X	
1.e.	수직 상승							

QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 세부사항	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
	성능	Vertical Velocity – ±100fpm (0.50 m/sec) or ±10% Directional Control Position – ±5% Collective Control Position – ±5%	지면효과밖(OGE) 제자리비행부터	경량 및 무거운 총 중량에 대한 결과를 기록하여야 하며, 일련의 스냅샷 시험으로 대체할 수 있다.			X	
1.f.	수평 비행							
	성능 및 트림된 비행 제어장치 위치	Torque – ±3% Pitch Attitude – ±1.5° Sideslip Angle – ±2° Longitudinal Control Position – ±5% Lateral Control Position – ±5% Directional Control Position – ±5% Collective Control Position – ±5%	순항 (증대장치 On/Off)	대기속도 범위 전반에 걸쳐 다양한 트림 속도로 두 가지 총중량과 CG 조합에 대한 결과를 기록하여야 한다. 일련의 스냅샷 시험으로 대체할 수 있다.	X	X	X	이 시험은 최대 항속시간 대기속도 이상의 속도에의 성능을 확인한다.
1.g.	상승							
	성능 및 트림된 비행 제어장치 위치	Vertical Velocity – ±100fpm(61m/sec) or ±10% Pitch Attitude – ±1.5° Sideslip Angle – ±2° Longitudinal Control Position – ±5% Lateral Control Position – ±5% Directional Control Position – ±5% Collective Control Position – ±5%	모든 엔진 작동 하나의 엔진 부작동 증대 시스템 On/Off	두 가지 총중량과 CG 조합에 대한 결과를 기록하여야 한다. 제시된 데이터는 정상 상승 동력 조건에 대한 것이어야 한다. 일련의 스냅샷 시험으로 대체할 수 있다.	X	X	X	

QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 세부사항	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
1.h.	강하							
1.h.1.	강하 성능 및 트림된 비행 제어장치 위치	Torque – ±3% Pitch Attitude – ±1.5° Sideslip Angle – ±2° Longitudinal Control Position – ±5% Lateral Control Position – ±5% Directional Control Position – ±5% Collective Control Position – ±5%	정상 접근 속도에서 강하속도 1,000fpm (5m/sec) 또는 근접한 속도 증대 시스템 On/Off	두 가지 총중량과 CG 조합에 대한 결과를 기록하여야 한다. 일련의 스냅샷 시험으로 대체할 수 있다.	X	X	X	
1.h.2.	오토로테이션 성능 및 트림된 비행조종 위치	Pitch Attitude – ±1.5° Sideslip Angle – ±2° Longitudinal Control Position – ±5% Lateral Control Position – ±5% Directional Control Position – ±5% Collective Control Position – ±5%	안정된 강하 증대 시스템 On/Off	두 가지 총중량 조건에 대한 결과를 기록하여야 하며, 데이터는 정상 운항 RPM에 대하여 기록되어야 한다.(컬렉티브 제어장치 위치가 완전히 아래인 경우, 로터 속도 허용오차만 적용) 데이터는 50kts ±5kts에서부터 최소한 최대 활공거리 속도까지 기록되어야 하며, 일련의 스냅샷 시험으로 대체할 수 있다.	X	X	X	
1.i.	오토로테이션							
	진입	Rotor Speed – ±3% Pitch Attitude – ±2° Roll Attitude – ±3° Yaw Attitude – ±5° Airspeed – ±5kts. Vertical Velocity – ±200fpm(1.00m/sec) or 10%	순항 또는 상승	아이들까지 급격한 스로틀 감소의 결과를 기록하여야 한다. 순항 중 수행되는 경우 결과는 최대 항속거리 대기속도에 대한 것이어야 하며, 상승 중 수행되는 경우 최대상승율 속도 또는 최대 연속 동력에 가까운 결과이어야 한다.		X	X	

QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 세부사항	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
1.j.	착륙							
1.j.1.	모든 엔진	Airspeed – ±3kts Altitude – ±20ft(6.1m) Torque – ±3% Rotor Speed – ±1.5% Pitch Attitude – ±1.5° Bank Attitude – ±1.5° Heading – ±2° Longitudinal Control Position – ±10% Lateral Control Position – ±10% Directional Control Position – ±10% Collective Control Position – ±10%	접근	접근 및 착륙 프로파일(활주 착륙 또는 제자리비행에서 접근)의 결과를 기록하여야 한다. 유효전이양력 이상의 대기속도 구간에서만 기준을 적용하여야 하며, 200ft AGL(61m)에서부터 착륙까지 또는 착륙 전 제자리비행까지의 결과를 기록하여야 한다.			X	
1.j.2.	<보류>							
1.j.3.	<보류>							
1.j.4.	오토로테이션으로의 착륙	Torque – ±3% Rotor Speed – 3% Vertical Velocity – ±100fpm(0.50m/sec) or 10% Pitch Attitude – ±2° Bank Attitude – ±2° Heading – ±5° Longitudinal Control Position – ±10% Lateral Control Position – ±10% Directional Control Position – ±10%	착륙	안정화된 오토로테이션 강하로부터 접지할 때까지 오토로테이션으로 감속 및 착륙 결과를 기록하여야 한다.			X	비행시험 데이터(완전히 동력이 없는 착륙에 대해 필요한 모든 파라미터를 포함)를 항공기 제작사로부터 이용할 수 없고, 자격을 갖춘 시험비행 조종사 등이 이 데이터를 얻을 수 없는 경우, 운영자는 대체방안 적용여부를 검사관과 협의하여야 한다. 이러한 데이터 획득

QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 세부사항	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
		Collective Control Position – ±10%						관련 대체방안은 다음과 같다. (1) 가상의 안전 고도를 설정 후, 모의 오토로테이션 (Simulated Autorotation) 수행을 통해 획득 (2)엔진이 켜진 상태에서 오토로테이션 접근과 플레어 후, 엔진 종료하며 착륙 기동을 통해 획득
2.	조종 품질							
2.a.	조종 시스템 기계적 특성	가역 조종장치가 있는 헬리콥터에 관한 사안에 대해 명확히 하기 위해 검사관과 사전 협의하여야 한다.						
2.a.1.	싸이클릭	Breakout – ±0.25lb(0.112daN) or 25% Force – ±1.0lb(0.224daN) or 10%	지상, 정적 조건 트림 On/Off Friction Off 증대장치 On/off	중단없이 조종장치를 이동하여 정지할 때까지의 결과를 기록하여야 하며, 이 시험은 항공기 하드웨어 모듈 조종장치가 사용된 경우에는 적용하지 않는다.	X	X	X	
2.a.2.	컬렉티브 및 페달	Breakout – ±0.5lb(0.224daN) or 25% Force – ±1.0lb(0.224daN) or 10%	지상, 정적 조건 트림 On/Off Friction Off 증대장치 On/off	중단없이 조종장치를 이동하여 정지할 때까지의 결과를 기록하여야 한다.	X	X	X	
2.a.3.	브레이크 페달 힘 vs 위치	±5lbs(2.224daN) or 10%	지상, 정적 조건		X	X	X	
2.a.4.	트림 시스템 비율 (모든 해당 시스템)	Rate – ±10%	지상, 정적 조건 Trim On Friction Off	허용오차는 트림 비율 기록값에 적용한다.	X	X	X	

QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 세부사항	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
2.a.5.	조종장치 역학(모든 축)	±10% of time for first zero crossing and ±10(N+1)% of period thereafter ±10% of amplitude of first overshoot ±20% of amplitude of 2nd and subsequent overshoots greater than 5% of initial displacement ±1 overshoot	제자리비행/순항 트림 On Friction Off	결과는 최대 이동범위의 25%에서 50%를 사용하여 각 축의 양방향으로 정상 조종장치 변위에 대하여 기록되어야 한다.		X	X	비가역 조종 시스템에 대한 조종장치 역학은 지상/정적 조건에서 평가될 수 있으며, "N"은 전체 진동 사이클의 순차 주기이다.
2.a.6.	유격	±0.10in(±2.5mm)	지상, 정적조건	모든 조종장치에 대한 결과를 기록하고 비교하여야 한다.	X	X	X	
2.b.	저속 조종 품질							
2.b.1.	트림된 비행조종장치 위치	Torque ±3% Pitch Attitude ±1.5° Bank Attitude ±2° Longitudinal Control Position ±5% Lateral Control Position ±5% Directional Control Position ±5% Collective Control Position ±5%	지면효과내 전이비행 - 측면, 후방 및 전방 비행 증대시스템 On/Off	전후좌우 각 방향에 대해 단계적으로 속도를 증가시키며 시험(예; 10, 20, 30, 45kts)하며, 일련의 스냅샷 시험으로 대체 가능하다.			X	
2.b.2.	임계 방위각	Torque ±3% Pitch Attitude ±1.5° Bank Attitude ±2° Longitudinal Control Position ±5% Lateral Control Position ±5% Directional Control Position ±5% Collective Control Position ±5%	움직이지 않는 제자리비행 증대장치 On/Off	임계 사분면에 있는 세 개의 상대 풍향에 대하여 결과를 기록하여야 하며, 가장 중대한 경우를 포함한다. 일련의 스냅샷 시험으로 대체 가능하다.			X	

QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 세부사항	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
2.b.3.	조종장치 응답							
2.b.3.a.	세로방향	Pitch Rate – ±10% or ±2°/sec Pitch Attitude Change – ±10% or 1.5°	Hover 증대장치 On/Off	스텝 조종 입력, 증대 시스템 Off 상태에서 축 응답은 정확한 추세를 보여야 하며, 이 시험은 전이 비행에 진입하지 않고 지면효과 내 제자리비행 중에 수행되어야 한다. 증대장치 Off의 경우 비행안전을 위해 안전고도를 설정하여 시험 할 수 있다.			X	이것은 “단기” 시험이다.
2.b.3.b.	가로방향	Roll Rate – ±10% or ±3°/sec Roll Attitude Change – ±10% or ±3°	Hover 증대장치 On/Off	스텝 조종 입력, 증대 시스템 Off 상태에서 축 응답은 정확한 추세를 보여야 한다.			X	이것은 더 나은 시각적 참조를 제공하기 위하여 전이 비행에 진입하지 않고, 지면효과 내 제자리 비행중에 수행되는 “단기” 시험이다.
2.b.3.c.	헤딩방향	Yaw Rate – ±10% or ±2°/sec Heading Change – ±10% or ±2°	Hover 증대장치 On/Off	스텝 조종 입력, 증대 시스템 Off 상태에서 축 응답은 정확한 추세를 보여야 한다. 이 시험은 전이 비행에 진입하지 않고 지면효과 내 제자리비행 중에 수행되어야 하며, 증대장치 Off의 경우 비행안전을 위해 안전고도를 설정하여 시험 할 수 있다.			X	이것은 “단기” 시험이다.
2.b.3.d.	수직방향	Normal Acceleration ±0.1G	Hover 증대장치 On/Off	스텝 조종 입력, 증대 시스템 Off 상태에서 축 응답은 정확한 추세를 보여야 한다.			X	
2.c.	세로방향 조종 품질							

QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 세부사항	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
2.c.1.	조종장치 응답	Pitch Rate – ±10% or ±2°/sec Pitch Attitude Change – ±10% or ±1.5°	순항 증대장치 On/Off	최소 동력을 필요로 하는 속도를 포함하기 위하여 두 개의 순항 속도에 대한 결과가 기록되어야 한다. 스텝 조종 입력에 대한 결과를 기록하여야 하며, 축 외의 응답은 증강되지 않은 경우에 대하여 정확한 추세를 보여야 한다.	X	X	X	
2.c.2.	정적 안정성	Longitudinal Control Position ±10% of change from trim or ±0.25in(6.3mm) or Longitudinal Control Force ±0.5lb(0.223daN) or ±10%	순항 또는 상승 오토로테이션 증대장치 On/Off	트림 속도의 각 면에서 최소 두 개의 속도에 대하여 결과를 기록하여야 하며, 일련의 스냅샷 시험으로 대체할 수 있다.	X	X	X	
2.c.3.	동적 안정성							
2.c.3.a.	장주기 응답	±10% of calculated period ±10% of time to ½ or double amplitude or ±0.02 of damping ratio For non-periodic responses, the time history must be matched within ±3° pitch and ±5kts airspeed over a 20sec period following release of the controls	순항 증대장치 On/Off	3개의 전체 싸이클(입력이 완료된 후 6개의 오버슈트) 또는 1/2 또는 2배 진폭 중 더 짧은 시간을 결정하기 충분한 것에 대한 결과를 기록하여야 한다. 주기가 일정하지 않은 응답의 경우, 시험 조종사가 결과를 통제할 수 없을 정도로 발산한다고 판단하는 경우, 시험은 20초 전에 종료될 수 있다. 시험을 시작하기 위해 1초 이하 동안 싸이클릭을 움직인다. 결과는 수렴 또는 발산하여야 하며 반드시 기록되어야 한다. 시험에서 이 방법이 실패하는 경우, 싸이클릭을 미리 정해진 희망하는 최대 피치 자세로 움직였다가 원래 위치로 되돌린다. 이 방법이 사용된 경우 결과를	X	X	X	어떤 헬리콥터에 대한 응답은 지시된 시간 내내 반복되지 않을 수 있다. 이러한 경우, 시험은 최소한 발산이 식별될 수 있음을 보여야 한다. (예; 일반적으로 주어진 시간동안 이 시험을 시작하거나 주어진 피치 자세에 도달할 때까지 싸이클릭을 움직인 후, 원래 위치로 싸이클릭을 되돌린다. 주기가 일정하지 않은 응답의 경우, 결과는 비행시험 데이터와 같이 동일한 수렴

QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 세부사항	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
				기록하여야 한다.				또는 발산 특성을 보여야 한다.
2.c.3.b.	단주기 응답	±1.5° Pitch or ±2°/sec Pitch Rate ±0.1G Normal Acceleration	순항 또는 상승 증대장치 On/Off	최소 두 개의 대기속도에 대한 결과를 기록하여야 한다.		X	X	항공기의 고유 주파수에 삽입된 조종 Doublet은 일반적으로 이런 시험을 촉발시키다. 그러나, 증대장치 Off 시험에 대하여 펄스 입력보다 입력 Doublet이 선호되지만, 증대장치 On의 경우, 단주기 응답이 1차 또는 데드비트 특성을 보일 때 세로방향 펄스 입력이 보다 일관된 응답을 생성할 수 있다.
2.c.4.	기동 안정성	Longitudinal Control Position – ±10% of change from trim or ±0.25in(6.3mm) or Longitudinal Control Forces – ±0.5 lb(0.223daN) or ±10%	순항 또는 상승 증대장치 On/Off	30도에서 45도의 경사각에서 최소 두 개의 대기속도에 대한 결과를 기록하여야 하며, 힘은 비가역 시스템에 대해 교차하는 그림으로 표시될 수 있다. 일련의 스냅샷 시험으로 대체할 수 있다.		X	X	
2.d.	가로방향 및 헤딩방향 조종 품질							
2.d.1.	조종장치 응답							
2.d.1.a	가로방향	Roll Rate – ±10% or ±3°/sec Roll Attitude Change – ±10% or ±3°	순항 증대장치 On/Off	최소 동력을 필요로 하는 대기속도 또는 이에 근접하는 속도를 포함하여 최소 두 개의 대기속도에 대한 결과를 기록하여야 하며, 스텝 조종 입력, 증대 시스템 Off 상태에서 축 응답은 정확한	X	X	X	

QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 세부사항	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
				추세를 보여야 한다.				
2.d.1.b.	헤딩방향	Yaw Rate – ±10% or ±2°/sec Yaw Attitude Change – ±10% or ±2°	순항 증대장치 On/Off	최소 동력을 필요로 하는 대기속도 또는 이에 근접하는 속도를 포함하여 최소 두 개의 대기속도에 대한 결과를 기록하여야 하며, 스텝 조종 입력, 증대 시스템 Off 상태에서 축 응답은 정확한 추세를 보여야 한다.	X	X	X	
2.d.2.	헤딩방향 정적 안정성	Lateral Control Position – ±10% of change from trim or ±0.25in(6.3mm) or Lateral Control Force – ±0.5lb(0.223daN) or 10% Roll Attitude – ±1.5 Directional Control Position – ±10% of change from trim or 0.25in(6.3mm) or Directional Control Force - 1lb(0.448daN) or 10% Longitudinal Control Position – ±10% of change from trim or ±0.25in(6.3mm) Vertical Velocity – ±100fpm(0.50m/sec) or 10%	순항 또는 상승 (희망하는 경우 상승 대신에 강하를 사용할 수 있다.) 증대장치 On/Off	트림 지점의 양쪽에서 최소 두 개의 사이드슬립각에 대한 결과를 기록하여야 하며, 힘은 비가역 시스템에 대해 교차하는 그림으로 표시될 수 있다. 일련의 스냅샷 시험으로 대체할 수 있다.	X	X	X	이는 고정된 컬렉티브 위치에서의 안정적인 기수 사이드슬립 시험이다.
2.d.3.	동적 가로방향 및 헤딩방향 안정성							
2.d.3.a.	가로방향 및 헤딩방향 진동	±0.5sec or ±10% of period ±10% of time to ½ or double amplitude or ±0.02 of damping ratio ±20% or ±1sec of time	순항 또는 상승 증대장치 On/Off	최소 두 개의 대기속도에 대한 결과를 기록하여야 하며, 시험은 싸이클릭 또는 페달 Doublet 입력으로 시작되어야 한다. 6개의 전체 싸이클(입력이	X	X	X	

QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 세부사항	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
		difference between peaks of bank and sideslip For non-periodic responses, the time history must be matched within ±10knots Airspeed ±5°/s Roll Rate or ±5° Roll Attitude ±4°/s Yaw Rate or ±4° Yaw Angle over a 20sec period roll angle following release of the controls		완료된 후 12개의 오버슈트) 또는 1/2 또는 2배 진폭 중 더 짧은 쪽의 시간을 결정하기에 충분하도록 결과를 기록하여야 한다. 시험은 시험 조종사가 통제할 수 없을 정도로 발산한다고 판단하는 경우 20초 이내에 종료될 수 있다.				
2.d.3.b.	나선 안정성	±2° or ±10% roll angle	순항 또는 상승 증대장치 On/Off	20초간 선회할 때 페달 또는 싸이클릭만 해제한 것에 대해 결과를 기록하여야 하며, 양방향의 선회가 기록되어야 한다. 롤각 0도 또는 시험 조종사가 자세를 통제할 수 없을 정도로 발산한다고 판단할 때 점검을 종료하여야 한다.	X	X	X	
2.d.3.c.	Adverse / Proverse Yaw	Correct Trend, ±2° transient sideslip angle	순항 또는 상승 증대장치 On/Off	싸이클릭 입력에 대해 중간 비율만을 사용하여 싸이클릭만으로 선회할 때 초기 진입의 시간이력을 기록하여야 하며, 결과는 양방향에 대하여 기록되어야 한다.	X	X	X	
3.	<보류>							
4.	시각 시스템							
4.a.	시험 4.a, 시각 시스템 응답 시간 시험을 충족하기 위하여 시험 4.a.1. 또는 4.a.2. 중 하나를 선택하여야 하며, 또한 이 시험은 조종실 계기 응답 시간측정에 대해서도 적용할 수 있다.							
4.a.1.	대기시간 (Latency)							

QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 세부사항	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
		150ms(or less) after helicopter response	이륙, 상승 및 강하	세 가지 조건(이륙, 순항 및 접근 또는 착륙) 각각에 대하여 각 축(Pitch, Roll and Yaw)에서 한 번씩의 시험이 요구된다.			X	
4.a.2.	전송지연 (Transport Delay)							
		150ms(or less) after controller movement	해당사항 없음	각 축(pitch, roll, and yaw)에서 별도의 시험이 요구된다.			X	
4.b.	시야 (Field-of-view)							
4.b.1.	<보류>							
4.b.2.	연속적인 시각 시야	각 조종사에 대해 동시에 146도 수평 및 36도 수직 시야를 제공하는 최소 연속 시야 및 Image Generator 시점과 조종사 시점간의 기하학적 오류가 8도 이하	해당사항 없음	SOC가 요구되며 설비의 배열을 설명하여야 한다. 수평 시야는 총 146도(설계 시점의 중앙 양쪽으로 73도 이상을 포함) 이상이어야 하며, 추가적인 수평 시야 성능은 최소 시야가 유지된다면 운영자의 재량에 따라 추가될 수 있다. 수직 시야는 총 36도 이상으로 조종사 및 부조종사의 시점으로부터 측정된다.			X	수평시야는 항공기 동체에 상대적인 0도 방위선을 중심으로 한다.
4.b.3.	<보류>							
4.c.	표면 대비율	Not less than 5:1	해당사항 없음	비율은 밝은 정사각형(최소 2 foot-lamberts or 7cd/m^2) 중앙의 밝기 등급을 인접한 어두운 정사각형의 밝기 등급으로 나누어서 계산된다.			X	측정은 1° 스폿 광도계 및 전체 시각 장면(모든 채널)을 5개의 정사각형당, 각 채널의 중앙에 흰 정사각형이 있는 검은색과 흰색 정사각형의 시험

QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 세부사항	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
								패턴으로 채우는 래스터 그리기 시험 패턴을 사용하여 이뤄질 수 있다. 대조비 시험 중 모의비행장치 후방 캡과 조종실 주변 등화의 레벨은 0이어야 한다.
4.d.	하이라이트 밝기	Not less than three foot – lamberts(10cd/m^2)	해당사항 없음	흰색 정사각형의 가장 밝은 부분을 겹쳐서 중앙의 흰색 정사각형의 밝기를 측정하여야 하며, 래스터 밝기를 향상시키기 위한 캘리그래픽 성능의 사용은 허용되지만 광점 측정은 허용되지 않는다.			X	측정은 1° 스폿 광도계 및 전체 시각 장면(모든 채널)을 5개의 정사각형당, 각 채널의 중앙에 흰 정사각형이 있는 검은색과 흰색 정사각형의 시험 패턴으로 채우는 래스터 그리기 시험 패턴을 사용하여 이뤄질 수 있다.
4.e.	표면 해상도	Not greater than two arc minutes	해당사항 없음	SOC가 요구되며, 관련 계산을 포함하여야 한다.			X	검은색 활주로 표면에 흰색 활주로 표시로 식별되는 경사범위 거리에서 3° 글라이드 슬로프에 눈이 위치한 경우 눈은 2호분에 대응한다. (1) 150ft 길이, 16ft 너비, 4ft 간격의 줄무니가 있는 6,876ft의 경사 범위 (2) 형상 A의 경우,

QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 세부사항	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
								150ft 길이 및 12ft 너비, 3ft 간격의 줄무니가 있는 5,157ft의 경사 범위 (3) B형상의 경우, 150ft 길이 및 5.75ft 너비, 5.75ft 간격의 줄무니가 있는 9,884ft의 경사 범위
4.f.	광점 크기	Not greater than five arc-minutes	해당사항 없음	SOC가 요구되며, 관련 계산을 포함하여야 한다.			X	광점 크기는 변조가 각 시각 채널에서 식별될 때까지 길이가 줄어든 광점의 중앙에 위치한 단일 열로 구성된 시험 패턴을 사용하여 측정될 수 있으며, 48열의 등화는 4° 이하로 구성한다.
4.g.	광점 대비율							1° 스팟 광도계가 광점(광점 변조가 식별가능한 경우)으로 채워진 최소 1°의 정사각형을 측정하기 위하여 사용될 수 있고, 측정된 인접한 배경과 결과를 비교할 수 있다. 대조비 시험 중 모의비행장치 후방 캡과 조종실 주변 등화의 레벨은 0이어야 한다.
4.g.1.	<보류>							

QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 세부사항	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
4.g.2.		Not less than 25:1	해당사항 없음	SOC가 요구되며, 관련 계산을 포함하여야 한다.			X	
4.h.	시각적인 지상 구역							
		모의비행장치의 시각 구역은 헬리콥터 조종실에서 볼 수 있도록 계산된 구역의 20% 이내이어야 하며, 이 허용오차는 표시된 구간의 한쪽 끝 또는 양쪽 끝에 적용될 수 있다. 그러나 가시 구간의 가까운 끝에 있는 헬리콥터 조종실에서 볼 수 있도록 계산된 등화와 지상 물체는 모의비행장치에서 볼 수 있어야 한다.	RVR 값이 1,200ft (350m)로 설정된 활공각에서, 접지구역 위 100ft(30m)에서 적절한 대기속도에 대해 트림된 착륙 형상	QTG에는 설계 시점, 헬리콥터 자세, 조종실 차단각 및 1,200ft (350m) RVR의 시정을 고려하여 볼 수 있는 헬리콥터 위치 및 지상 구역을 설정하는 데 사용된 데이터를 보여주는 적절한 계산과 도면을 포함하여야 하며, 모의비행장치 성능은 QTG 계산과 비교하여 측정되어야 한다. 제출된 데이터에는 최소한 다음이 포함되어야 한다. (1) 다음을 포함하는 정적 헬리콥터 치수 (a) 메인 랜딩기어(MLG)에서부터 글라이드슬로프 수신 안테나까지의 수평 및 수직 거리 (b) MLG에서부터 조종사 시점까지의 수평 및 수직 거리 (c) 정적 조종실 차단 각 (2) 다음과 같은 접근 데이터 (a) 활주로 식별 (b) 활주로 말단에서 글라이드슬로프와 활주로의 절편까지 수평 거리 (c) 활공각 (d) 접근 시 헬리콥터 피치각 (3) 수동 시험을 위한 헬리콥터 데이터			X	이 시험을 위해 사전 배치가 권장되며, 원하는 위치에 수동 또는 자동조종으로 달성될 수 있다.

QPS Requirements								정보
시험		허용오차	비행조건	시험 세부사항	FTD 등급			참고사항
번호	제목				5	6	7	
				(a) 총중량 (b) 헬리콥터 형상 (c) 접근 대기속도 시정을 가리기 위해 비균질 안개가 사용되는 경우, 수평 시정에서 수직적 변화가 설명되어야 하며, 계산에 사용된 경사 범위 시정 계산이 포함되어야 한다.				
5.	<보류>							

[별표 13]

헬리콥터 - 비행훈련장치 인증성능기준(정성적 기준)
(Helicopter - Flight Training Device QPS - Subjective Evaluation)

1. 개 요

가. 특별한 용도의 공항모델을 제외하고, 본 부문의 모든 공항모델은 실제로, 운용 가능한 공항 또는 가상의 공항을 재현한 것이어야 하며, [표 13-2] 또는 [표 13-3]에 명시된 요건을 충족해야 한다.

나. 가상공항의 경우 항법보조장비, 모든 지도, 차트, 그리고 가상공항 및 필요한 주변 지역에 대한 기타 항법 참조자료들은 시각참조물과 해당 가상공항 모델과 일치해야 한다. 운영자는 SOC를 제출해야 하며, 그 안에 항법보조장비 설치 및 성능, 비행훈련장치에서 이용될 가상공항으로 계기접근 시 필요한 기타 기준이 명시되어야 한다. SOC에는 비행장 계기절차 매뉴얼과 지도, 차트 및 기타 항법자료로 구성된 자료이용에 대한 설명이 제공되어야 하며, 이 자료를 "교육용으로 제한하여" 사용될 것도 명시해야 한다.

다. 교관/검사관에 의해 훈련, 심사 또는 [별표 13]에 의거하여 비행훈련장치를 시험목적으로 사용할 경우, 1~3등급 공항모델만이 사용된다.

라. 2, 3등급의 경우에는, 공항의 시각적 모델은 SOQ에 표시하지 않아도 된다. 그러나 비행훈련장치에 2~3등급 요건을 충족하는 공항모델을 교관/검사관이 지속적으로 인지할 수 있는 방안을 마련하는 것은 운영자의 선택사항이지만, 사용된 방법은 검사관이 검토할 수 있어야 한다.

마. 공항모델이 실제 공항을 재현한 것으로, 해당 공항이 영구적으로 변경(예; 신설 활주로, 유도로 연장, 신설 등화시스템, 활주로 폐쇄) 되었을 경우, 검사관에게 서면상 연장 공지 없이 180일 이내에 해당 공항모델을 업데이트해야 한다.

(1) 신설 활주로, 활주로 확장, 신설 유도로, 유도로 확장 또는 활주로/유도로 폐쇄

(2) 신설 또는 수정된 접근 등화시스템의 활성화

(3) 공항의 기타 시설 또는 구조 변경(예; 신설 터미널, 항공교통관제 타워 재배치) 신설 및 변경된 시설/구조계통

바. 운영자가 시각장면 또는 공항모델에 대해 시간제한 규정의 연장을 원할 경우, 또는 특정 공항모델 요건의 업데이트 사항에 대해 반대의견이 있을 경우, 운영자는 검사관

에게 업데이트 지연 사유 및 완료 예정 날짜를 기술한 연장요청서를 서면으로 제출해야 하며, 또는 해당 공항의 변경사항이 비행 훈련, 시험 또는 점검에 영향을 미치지 않는 사유를 제공해야 한다. 이러한 요청서 또는 사유서 사본을 검사관에게 전송해야 하며, 검사관은 운영자에게 공식 회신을 발송한다. 그러나 반대가 있을 경우에는 훈련, 시험, 또는 점검에 대한 영향도와 관련하여 적절한 협의 후, 운영자에게 공식 회신을 발송한다.

사. 다음은 3등급 공항모델의 사례들이다.

(1) SMGCS 비행이 포함된, 심한 저시정 비행으로 훈련, 시험, 또는 심사

(2) 다음 사항을 포함한 계기비행 훈련(계기 이륙, 출발, 도착, 접근 및 실패접근 훈련, 시험 또는 심사)

(가) 지리적으로 다른 장소로 “이동”되어 다른 공항에 맞게 계기절차를 조정한 특정 모델

(나) 실제 공항 또는 헬리콥터 착륙지역의 변경사항과 일치하지 않는 모델을 모형으로 삼는 경우

(다) 실제 공항 또는 헬리콥터 착륙지역을 복제하기 위해, "Off-board" 또는 "on-board" 모델 개발 도구를 이용하여 생성된 공항(적절한 위도/경도 참조물, 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역 방향이 보정된 경우(길이, 너비, 표시 및 등화 정보, 적절한 인접 유도로 위치를 제공하는 툴))의 공항모델은 개별적인 관찰 없이 운영자가 특정 공항모델의 수용 결정 과정에 대해 인정할 수 있는 설명서를 검사관에게 제공한다면 승인될 수 있다. 이 과정에는 해당 특정 공항모델의 수용을 결정하고, 그러한 모델이 사용될 수 있는 조건의 개요가 들어가며, 그에 따라 각 공항 또는 헬리콥터 착륙지역에 적용될 제한사항이 설명되어야 한다.

2. 논의사항

가. 주관적 평가는 비행훈련장치의 수행력을 일반 이용기간에 걸쳐 평가하는 근간이 된다. 기능 및 주관적 평가표에 열거된 항목들은 해당 비행훈련장치가 각각의 기동, 절차를 완전하게 묘사하는지 결정하고 제어, 계기 및 시스템의 정확한 작동 여부를 검증하는 데 사용된다. 아래 표에 열거된 항목은 비행훈련장치에 대한 평가 목적으로만 쓰이며, 점검항목은 SOQ에 기술되거나 검사관이 승인한 대로 해당 비행훈련장치 등급의 운용범위를 제한하거나 초과해서는 안 된다. 다음의 모든 항목들은 검사 대상이다.

나. [표 13-1]의 비행절차는 조종사 기능을 명시한 것으로 기동 및 절차가 포함된 비행단계로 나뉘어지며, 절차를 수행할 때 시각시스템과 특수효과에 대한 점검도 포함된다. 또한 신기술이 적용된 헬리콥터 및 최신 훈련프로그램의 특징 중 일부를 다룬 비행 과제도 다루어진다.

다. 헬리콥터 시스템은 점검에 대한 적절한 주의를 보장하기 위해 "모든 비행 단계" 아래에 별도로 나열되어 있다. 항법시스템(관성항법, GPS, 또는 기타 장거리 시스템)과 연계된 전자 디스플레이 시스템도 평가되며, 검사관은 검사결과 보고서에 시스템 운용 및 해당 시스템의 한계 사항에 관한 내용을 포함해야 한다.

라. 요청이 있을 경우, 검사관은 기능 및 주관적 평가가 진행되는 동안 훈련프로그램의 특정 항목과 연계하여 검사할 수 있으며, 이때 특정 운용(예; 노선훈련(LOFT)) 또는 해당 훈련프로그램에서 특별히 강조되는 항목도 포함된다. 지정등급과 직접적으로 관련되지 않는 한 평가 결과는 해당 비행훈련장치의 인증에 영향을 미치지 않는다.

마. 기본적으로 운영자가 검사관에게 특정 미디어가 사용된 훈련의 성공적인 수행력에 필요한 기술, 지식 및 역량(SKAs - Skills, Knowledge, Abilities)을 분석한 내용을 제공했을 경우, 3등급 공항모델의 사용을 허가한다. 이러한 분석에는 SKAs 요건이 수행되고 학습될 수 있도록 환경을 제공할 수 있는 비행훈련장치/영상 미디어의 기능 설명을 비롯하여, 공항모델과 같은 특정 미디어 요소에 대한 분석도 포함되어야 한다.

[표 13-1] 기능 및 주관적인 시험 - 7등급 FTD

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
이 표의 요목은 SOQ 구성목록 또는 7등급 FTD에서 식별된 바에 따라 시뮬레이션된 헬리콥터에 적합한 경우 평가 대상이다. 설치되지 않았고 FTD에서 기능하지 않으며, SOQ 구성 목록에 나타나지 않는 품목은 SOQ에 예외사항으로 나열할 필요는 없다.	
1. 비행 전 절차	
1.a.	비행 전 점검(조종실만) 스위치, 지시계, 시스템 및 장비
1.b.	APU/엔진 시동 및 런업
1.b.1.	정상 시동 절차
1.b.2.	대체 시동 절차
1.b.3.	비정상 시동 및 셧다운(Hot start, Hung start)
1.b.4.	로터 연동(Engagement)
1.b.5.	시스템 점검
1.c.	활주 – 지상
1.c.1.	활주에 필요한 동력
1.c.2.	브레이크 효율성
1.c.3.	지상 조종
1.c.4.	비정상/비상 절차
1.c.4.a.	브레이크 시스템 고장
1.c.4.b.	지상 공진
1.c.4.c.	기타(listed on the SOQ)
1.d.	활주 – 제자리비행
1.d.1.	제자리비행에서 이륙
1.d.2.	계기 응답
1.d.2.a.	엔진 계기
1.d.2.a.	비행 계기
1.d.3.	제자리비행 선회
1.d.4.	제자리비행 동력 점검
1.d.4.a.	지면효과내(IGE)
1.d.4.b.	지면효과외(OGE)
1.d.5.	측풍/배풍 제자리비행

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
1.d.6.	비정상/비상 절차
1.d.6.a.	엔진 고장
1.d.6.b.	연료 관리 시스템 고장
1.d.6.c.	동력고착(OGE)
1.d.6.d.	안정성증대시스템 고장
1.d.6.e.	방향 제어장치 기능불량(including Loss of Tail Rotor Effectiveness, LTE)
1.d.6.f.	기타(listed on the SOQ)
1.e.	이륙 전 점검
2. 이륙 및 출발 단계	
2.a.	정상 및 측풍 이륙
2.a.1.	지상에서부터
2.a.2.	제자리비행에서부터
2.a.3	활주
2.a.4.	측풍/배풍
2.a.5.	최대 성능
2.b.	계기
2.c.	이륙 중 동력장치 고장
2.c.1.	임계결심지점(CDP) 이후 엔진 고장상태에서 이륙
2.d.	이륙중단
2.e.	계기 출발
2.f.	기타(listed on the SOQ)
3. 상승	
3.a.	정상
3.b.	장애물회피(Obstacle clearance)
3.c.	수직
3.d.	하나의 엔진 부작동
3.e.	기타(listed on the SOQ)
4. 비행 중 기동	
4.a.	성능
4.b.	비행 품질

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
4.c.	선회
4.c.1.	시간(Timed)
4.c.2.	정상
4.c.3.	급격한(Steep)
4.d.	가속 및 감속
4.e.	고속 진동
4.f.	비정상/비상 절차
4.f.1.	엔진 화재
4.f.2.	엔진 고장
4.f.2.a.	동력장치 고장 - 다발엔진 헬리콥터
4.f.2.b.	동력장치 고장 - 단발엔진 헬리콥터
4.f.3.	비행 중 엔진 셧다운(그리고 해당하는 경우 재시동)
4.f.4.	연료 관리시스템 고장 (예; FADEC 기능불량)
4.f.5.	방향 제어장치 기능불량
4.f.6.	유압 고장
4.f.7.	안정성 증대시스템 고장
4.f.8.	로터 진동
4.f.9.	비정상자세 회복
4.f.10.	동력고착
4.g.	기타(listed on the SOQ)
5. 계기 절차	
5.a.	계기 도착
5.b.	대기
5.c.	정밀계기접근
5.c.1.	정상 - 모든 엔진 작동
5.c.2.	수동 조종 - 하나 이상의 엔진 부작동
5.c.3.	접근 절차
5.c.3.a.	PAR
5.c.3.b.	GPS
5.c.3.c.	ILS

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
5.c.3.c.1.	수동(Raw data)
5.c.3.c.2.	자동조종만*
5.c.3.c.3.	비행지시장치만
5.c.3.c.4.	자동조종* 및 비행 지시장치 결합(적절한 경우)
5.c.3.d.	기타(listed on the SOQ)
5.d.	비정밀계기접근
5.d.1.	정상 - 모든 엔진 작동
5.d.2.	하나 이상의 엔진 부작동
5.d.3.	접근 절차
5.d.3.a.	NDB
5.d.3.b.	VOR, RNAV, GPS
5.d.3.c.	ASR
5.d.3.d.	선회
5.d.3.e.	헬리콥터만
5.d.3.f.	기타(listed on the SOQ)
5.e.	실패 접근
5.e.1.	모든 엔진 작동
5.e.2.	하나 이상의 엔진 부작동
5.e.3.	안정성 증대시스템 고장
5.e.4.	기타(listed on the SOQ)
6. 착륙 및 착륙을 위한 접근	
6.a.	시계접근(Visual Approach)
6.a.1.	정상(Normal)
6.a.2.	급격한(Steep)
6.a.3.	얕은(Shallow)
6.a.4.	측풍
6.b.	착륙
6.b.1.	정상
6.b.1.a.	활주
6.b.1.b.	제자리비행으로부터

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
6.b.2.	측풍
6.b.3.	배풍
6.b.4.	하나 이상의 엔진 부작동
6.b.5.	착륙 포기
6.b.6.	기타(listed on the SOQ)
7. 정상 및 비정상 절차(모든 비행 단계)	
7.a.	헬리콥터 및 동력장치 계통 작동(해당하는 경우)
7.a.1.	방빙 / 제빙계통
7.a.2.	보조동력장치
7.a.3.	통신
7.a.4.	전기계통
7.a.5.	환경계통
7.a.6.	화재 감지 및 진압
7.a.7,	비행조종계통
7.a.8.	연료계통
7.a.9.	엔진오일계통
7.a.10.	유압계통
7.a.11.	착륙장치
7.a.12.	산소
7.a.13.	공압
7.a.14.	동력장치
7.a.15.	비행조종컴퓨터
7.a.16.	플라이바이 와이어(Fly-by wire) 조종장치
7.a.17.	안정판(Stabilizer)
7.a.18.	안정성 증대 및 조종성 증대 시스템
7.a.19.	기타(listed on the SOQ)
7.b.	비행 관리 및 안내 시스템(해당하는 경우)
7.b.1.	공중 레이더(해당하는 경우)
7.b.2.	자동착륙 보조
7.b.3.	자동조종*

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
7.b.4.	충돌방지시스템(해당하는 경우)
7.b.5.	비행자료 디스플레이
7.b.6.	비행관리 컴퓨터
7.b.7.	헤드-업 디스플레이(해당하는 경우)
7.b.8.	항법 시스템
7.b.9.	기타(listed on the SOQ)
8. 비상 절차(해당하는 경우)	
8.a.	오토로테이션(Autorotation) 착륙
8.b.	공중 위해요소 회피
8.c.	불시 착수
8.d.	비상 탈출
8.e.	비행 중 화재 및 연기 제거
8.f.	후퇴 블레이드 실속 회복
8.g.	마스트 범핑(Mast bumping)
8.h.	꼬리 로터 효율성 상실(Loss of tail rotor effectiveness)
8.i.	기타(listed on the SOQ)
9. 비행 후 절차	
9.a	착륙 후 절차
9.b.	Parking and Securing
9.b.1.	엔진 및 시스템 작동
9.b.2.	주기 브레이크 작동
9.b.3.	로터 브레이크 작동
9.b.4.	비정상/비상 절차
10. 교관석(IOS, 해당하는 경우)	
10.a.	동력 스위치
10.b.	헬리콥터 조건
10.b.1.	총중량, 무게중심, 연료 탑재 및 분배 등
10.b.2.	헬리콥터 시스템 상태
10.b.3.	지상근무자(Ground Crew) 기능 (예; 외부 동력)
10.c.	공항

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
10.c.1	선정
10.c.2.	활주로 선택
10.c.3.	사전설정 위치 (예; Ramp, Over final approach fix)
10.d.	환경 제어장치
10.d.1	온도
10.d.2.	기후 조건 (예; ice, rain)
10.d.3.	풍속 및 풍향
10.e.	헬리콥터 시스템 기능불량
10.e.1.	삽입 / 삭제
10.e.2.	문제해결
10.f.	Locks, Freezes, and Repositioning
10.f.1	Problem(all) freeze / release
10.f.2.	Position(geographic) freeze / release
10.f.3.	Repositioning(locations, freezes, and releases)
10.f.4.	지상 속도 제어장치
10.g.	음향 제어장치
10.g.1.	On / off / adjustment
10.h.	탑재시스템 조종장치(해당하는 경우)
10.h.1.	On / off / emergency stop
10.i.	참관자(Observer) 좌석
10.i.1.	Position
10.i.2.	Adjustments

* “자동조종”은 자세 유지 작동 모드를 말한다.

[표 13-2] 기능 및 주관적인 시험 - 7등급 FTD 인증을 위한 공항 또는 헬리콥터 착륙지역 컨텐츠 요건

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
이 표는 지시된 등급의 비행훈련장치 인증을 위한 최소 공항 시각 모델 컨텐츠 및 기능을 명시한 것으로, FTD 인증이 요구되는 공항/헬리콥터 착륙지역 장면에만 적용한다.	
1.	**7등급 비행훈련장치에 대한 기능점검 컨텐츠** 다음은 시각능력 시험을 충족하기 위한 최소 공항/착륙지역 모델 컨텐츠 요구사항이며, 7등급 비행훈련장치에 대해 이 첨부 파일에 설명된 모든 기능 및 주관적 점검을 완료할 수 있도록 적절한 시각적 신호를 제공한다.
1.a.	**최소 하나의 대표 공항 및 대표 헬리콥터 착륙지역 모델** 공항과 헬리콥터 착륙지역은 동일한 시각 모델에 포함될 수 있으며, 이 옵션을 선택하면 공항 활주로의 접근 경로와 헬리콥터 착륙지역으로의 접근 경로가 달라야 한다. 다음 요구사항을 충족하는 데 사용되는 모델은 가상 또는 실제 공항이나 헬리콥터 착륙지역에서 시연될 수 있지만, 각 모델은 검사관이 허용할 수 있어야 하고 교관석에서 선택할 수 있어야 하며, SOQ에 나열되어 있어야 한다.
1.b.	**시각 장면의 충실도** 시각 장면의 충실도는 조종사가 공항 또는 헬리콥터 착륙지역을 시각적으로 식별하기에 충분해야 하고, 시각 장면 내 헬리콥터의 위치를 판단하며, 이륙, 접근, 및 착륙을 성공적으로 수행하고, 필요시 지상의 공항 또는 헬리콥터 착륙지역에서 기동하거나 제자리비행 활주가 가능하여야 한다.
1.b.1.	1.a.에 설명된 각 공항/헬리콥터 착륙지역에 대해 비행훈련장치의 시각시스템은 최소한 다음 사항들을 제공해야 한다.
1.b.1.a.	야간 및 황혼 환경
1.b.1.b.	주간 환경
1.c.	활주로
1.c.1.	눈에 보이는 활주로 번호
1.c.2.	활주로 시단 표고 및 위치는 헬리콥터 시스템(예; 고도계)과 충분한 상관관계를 제공하도록 모델링되어야 한다.
1.c.3.	활주로 표면 및 표시
1.c.4.	활주로 중심선등 및 활주로등을 포함한 사용중인 활주로 등화
1.c.5.	적합한 색상의 등화, 시계 접근 보조장치(VASI, PAPI), 접근 등화
1.c.6	유도로등
1.d.	헬리콥터 착륙지역
1.d.1.	표준 헬리포트 명칭("H") 표시, 적절한 크기 및 방향
1.d.2.	TLOF(Touchdown and Lift-Off Area) 또는 FATO(Final Approach and Takeoff Area)의 경계 표시
1.d.3.	TLOF(Touchdown and Lift-Off Area) 또는 FATO(Final Approach and Takeoff Area)의 경계등
1.d.4.	활주로/착륙지역에서 착륙 시설의 다른 부분으로 이동할 수 있도록 적절한 표시 및 등화

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
2.	**시각 장면 관리** 7등급 비행훈련장치에 대해 다음의 최소 시각 장면을 요구한다.
2.a.	활주로 및 헬리콥터 착륙지역의 모든 접근 등화는 7등급 FTD의 환경 조건에 따라 적절하게 시야에서 희미해져야 한다.
2.b.	점멸등, 접근 등화, 활주로등, 시각 착륙 보조 장치, 활주로중심선등, 활주로시단등, 접지구역등 및 TLOF 표시등 또는 FATO 표시등의 방향성이 복제되어야 한다.
3.	**시각적 특징 인식** 다음은 활주로 형상이 보여야 하는 최소 거리로, 시뮬레이션된 기상조건에서 활주로 시단 또는 헬리콥터 착륙지역에서부터 3도 활공각의 연장선에 있는 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역과 정렬된 헬리콥터까지 측정된다. 선회접근의 경우 아래의 모든 점검은 초기 접근에 사용된 활주로와 착륙 예정 활주로 모두에 적용한다.
3.a.	활주로 시단의 8km(5sm)에서 활주로 선명도, 점멸등, 접근등 및 활주로등
3.b.	활주로 중심선등 및 유도로등에서 5km(3sm)
3.c.	활주로 시단의 8km(5sm)에서의 시각 접근 보조 등화(VASI 또는 PAPI)
3.d.	활주로시단등 및 접지구역등에서 3km(2sm)
3.e.	활주로 및 헬리콥터 착륙지역의 경우, 필요에 따라 야간/황혼 장면의 착륙조명 범위 내 표시 및 주간 장면의 표면 해상도 점검
3.f.	선회접근의 경우, 착륙 예정 활주로 및 관련 조명은 혼란을 일으키지 않는 방법으로 희미해져야 한다.
3.g.	헬리콥터 착륙지역의 경우, 착륙 방향 표시등 및 1.5km(1sm)에서 노출형 FATO 표시등
3.h.	헬리콥터 착륙지역의 경우, 매립형 FATO 표시등, TOFL 표시등 및 750m(0.5sm)의 조명이 있는 윈드삭
4.	**공항 또는 헬리콥터 착륙지역 모델 컨텐츠** 다음은 7등급 FTD와 상응하여야 하는 공항/헬리콥터 착륙지역 시각 모델 및 기타 환경을 식별하는 최소 요건을 규정한다. 선회접근의 경우 모든 시험은 최초 접근에 사용된 활주로와 착륙예정 활주로에 적용된다. 이 사항을 충족하기 위해 사용된 공항 시각모델의 모든 활주로/착륙지역이 "사용 중"으로 지정되지 않은 경우 "사용 중" 활주로/착륙지역은 SOQ(예; KORD, RWY 9R, 14L, 22R)에 나열되어야 한다. 하나 이상의 활주로 또는 착륙지역이 있는 공항 또는 헬리콥터 착륙지역 모델에는 공항/활주로/착륙지역 인식을 목적 및 시각적으로 “사용 중”이 아닌 것으로 묘사되는 모든 주요 활주로 또는 착륙지역이 있어야 한다. 황혼 및 야간 장면에 대한 활주로 또는 착륙지역을 식별하기 위한 백색 또는 황백색 등화의 사용은 이 요건에 대하여 수용이 가능하며, 그리고, 직사각형 표면 묘사는 주간 장면에 사용할 수 있다. 시각시스템의 기능은 공항을 정확하게 표현하는 것과 주변 환경을 사실적으로 표현하는 시각 모델 제공 사이에서 균형을 이루어야 한다. “사용 중”인 활주로 또는 지역으로 지정된 각 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역은 공항 사진, 건설도면 및 지도 또는 기타 유사한 데이터를 사용하여 개발되거나, 규제당국이 공표한 자료에 따라 개발된 다음의 세부사항을 포함하여야 한다. 그러나 그러한 모델들은 현재 인증을 받은 시각 시스템의 설계 기능을 초과하는 세부 사항을 포함할 필요는 없다. 계류장에서 활주로 말단 또는 헬리콥터 이륙/착륙지역까지 하나의 “우선적인” 활주 경로에는 각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 이륙/착륙지역이 필요하다.

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
4.a.	“사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역의 표면과 표시에는 다음이 포함되어야 한다.
4.a.1.	공항의 경우 활주로 시단 표시, 활주로 번호, 접지 구역 표시, 활주로 거리 표시, 활주로 가장자리 표시 및 활주로 중심선 표시
4.a.2.	헬리콥터 착륙지역의 경우 표준 헬리포트 ("H"), TOFL, FATO 및 안전 지역에 대한 표시
4.b.	각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역의 등화에는 다음이 포함되어야 한다.
4.b.1.	공항의 경우 접근 등화, 활주로시단등, 활주로등, 활주로종단등, 활주로중심선등(해당되는 경우), 접지구역등(해당되는 경우), 활주로유도등 및 해당 활주로의 시각 착륙 보조 장치 또는 등화 시스템
4.b.2.	헬리콥터 착륙지역의 경우 착륙 방향, 이륙 및 상승 FATO, TOFL, 윈드삭 조명
4.c.	각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역과 관련된 유도로 표면 및 표시에는 다음이 포함되어야 한다.
4.c.1.	공항의 경우 유도로 가장자리, 중심선(해당되는 경우), 활주로 대기지점 및 계기 착륙시설(ILS) 임계지점
4.c.2.	헬리콥터 착륙지역의 경우 유도로, 지상활주경로 및 계류장
4.d.	각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역과 관련된 유도로 등화에는 다음이 포함되어야 한다.
4.d.1.	공항의 경우 활주로등, 활주로중심선등(해당되는 경우), 활주로 대기지점 및 계기 착륙시설(ILS) 임계지점 등화
4.d.2.	헬리콥터 착륙지역 유도로등, 지상활주경로등 및 계류장등
4.d.3.	공항의 경우 올바른 색상의 유도로등
4.e.	각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역과 관련된 공항 표지판에는 다음이 포함되어야 한다.
4.e.1.	공항의 경우 활주로 거리, 교차 활주로 및 유도로, 교차 유도로 및 유도로 표지판
4.e.2.	헬리콥터 착륙지역의 경우 사용된 모델에 적용
4.f.	공항 또는 헬리콥터 착륙 환경 시뮬레이션의 기타 측면과 관련되어 요구되는 시각 모델
4.f.1.	공항 또는 헬리콥터 착륙지역 모델은 "사용 중인" 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역의 항법 보조 장비와 적절하게 정렬되어야 한다.
4.f.2.	활주로 또는 헬리콥터 착륙지역 오염물질의 시뮬레이션은 표시된 활주로 표면 및 등화와 상호 연관되어야 한다.
5.	**헬리콥터 및 관련 장비와의 상관관계** 7등급의 비행훈련장치에 대해 수행해야 하는 최소 상관관계 비교이다.
5.a.	공기역학 프로그래밍과 시각시스템 호환성
5.b.	착륙 중 침하율과 깊이 인식을 평가하기 위한 시각적 신호
5.c.	비행훈련장치 자세와 관련된 환경의 정확한 묘사
5.d.	시각적 장면은 장착된 헬리콥터 통합 시스템(예; 지형, 교통, 기상 회피 시스템 및 HGS(Head-up Guidance System))과 상호 연관되어야 한다.)
5.e.	헬리콥터 외부 등화에 대한 대표적인 시각 효과 – 돌출된 유도등 및 착륙등(해당하는 경우 독립적 작동 포함)

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
5.f.	빗물 제거 장치(Rain removal devices)의 효과가 제공되어야 한다.
6.	**장면 품질** 7등급의 비행훈련장치에 대해 수행해야 하는 최소 장면 품질 점검이다.
6.a.	시스템 광점에는 주의를 산만하게 하는 떨림, 번짐 또는 줄무늬가 없어야 한다.
6.b.	운용 장면에서 시스템의 각 채널을 통한 오컬팅(Occulting) 시연
6.c.	6가지 강도(0~5)로 설정 가능한 활주로 등화
7.	**거리 관점에서 측정된 시정 및 RVR을 포함하는 특별한 날씨 재현** 공항 또는 헬리콥터 착륙지역 상공 2,000ft(600m) 및 2,000ft 미만에서 최소 500ft 떨어진 두 개의 높이에서 측정된 시정/RVR(측정은 공항 또는 헬리콥터 착륙지역으로부터 10sm(16km) 반경 이내에서 이뤄져야 한다.)
7.a.	후광(Halos) 및 디포커스(Defocus)와 같은 공항 등화에 대한 안개의 영향
7.b.	착륙등, 점멸등, 비콘(Beacon)을 포함하여 반사된 눈부심과 같이 가시성이 감소하는 항공기에 장착된 등화의 효과
8.	**교관 제어장치** 다음은 7등급 비행훈련장치에서 사용할 수 있는 최소 교관 제어장치이다.
8.a.	환경 영향(예; 운저, 구름 효과, 구름 밀도, 시정(sm/Km), RVR(ft/m))
8.b.	공항 또는 헬리콥터 착륙지역 선택
8.c.	공항 또는 헬리콥터 착륙지역 등화(강도선택 포함)
8.d.	지상 및 공중 교통흐름을 포함한 동적 효과
9.	두 개의 공항 모델을 결합하여 두 개의 "사용 중"인 활주로를 달성할 수 있는 사례 “첫 번째 공항 모델에서 ”사용중“인 활주로로 지정된 활주로 1개와 같은 공항의 두 번째 모델에서 ”사용중“인 활주로로 지정된 두 번째 활주로. 예) 27번 활주로에 ILS 접근, 18번 우측 활주로에 선회접근 중, 두 공항의 시각 모델은 다음이 사용될 수 있다. 27번 활주로에 대한 접근을 위해 27번 활주로가 "사용 중" 활주로로 최초 지정된 것이고, 두 번째로 18번 우측 활주로가 "사용 중" 활주로로 지정된 것이다. 조종사가 27번 활주로에 대한 ILS 접근을 중단하면, 교관은 18번 우측 활주로로 시각적 모델을 변경할 수 있으며, 조종사는 시각적 접근과 착륙을 할 수 있다. 이 시각적 모델 변경으로 인한 일시적인 중단이 조종사에게 방해가 되지 않고 무선 항법 주파수의 변경이 발생하지 않으며 과도한 지연을 유발하지 않는 한 수용할 수 있다.
10.	운영자는 활주로의 모든 세부 사항을 제공할 필요는 없지만 제공되는 세부 사항은 시스템 기능 내에서 정확하여야 한다.

[표 13-3] 기능 및 주관적 시험 - 7등급 비행훈련장치 시각모델 요구사항(2등급 공항 또는 헬리콥터 착륙 모델 인증에 필요한 최소값을 초과하는 추가적인 시각 모델)

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
이 표는 검사관의 추가적인 관여가 필요하지 않은 FTD의 시각 모델 라이브러리(예; 규정된 등급 인증을 위한 필요값을 초과)에 시각 모델을 추가하는데 필요한 최소 공항 또는 헬리콥터 착륙지역 시각 모델 컨텐츠 및 기능을 규정한다.	
1.	**시각 장면 관리** 다음은 최소 시각 장면 관리 요구조건이다.
1.a.	다음 등화의 설치 및 방향은 “사용 중”인 표면을 복제하여야 한다.
1.a.1.	“사용 중”인 활주로의 경우 점멸등, 접근 등화, 활주로등, 시각 착륙 보조 장치, 활주로중심선등, 활주로시단등 및 착륙등
1.a.2.	“사용 중”인 헬리콥터 착륙지역의 경우 매립형 TLOF 표시등, 노출형 TLOF 표시등(해당되는 경우), 이동식 TLOF 표시등(해당되는 경우), 매립형 FATO 표시등, 노출형 TLOF 표시등(해당되는 경우), 착륙 방향 표시등
2.	**시각적 특징 인식** 다음은 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역 형상이 보여야 하는 최소 거리이다. 거리는 시뮬레이션된 기상조건에서 활주로 시단 또는 헬리콥터 착륙지역에서부터 3도 활공각의 연장선에 있는 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역과 정렬된 헬리콥터까지 측정되며, 선회접근의 경우 아래의 모든 점검은 초기 접근에 사용된 활주로와 착륙 예정 활주로 모두에 적용된다.
2.a.	활주로의 경우
2.a.1.	활주로 시단의 8km(5sm)에서 점멸등, 접근등 및 활주로등
2.a.2.	활주로 중심선등 및 유도로등에서 5km(3sm)
2.a.3.	활주로 시단의 8km(5sm)에서의 시각 접근 보조 등화(VASI 또는 PAPI)
2.a.4.	활주로시단등 및 접지구역등에서 3km(2sm)
2.a.5.	야간/황혼 장면 및 주간 장면에서 표면 해상도 점검에 의해 요구되는 바에 따라 착륙 등화 범위 내 표시
2.a.6.	선회접근의 경우 착륙 예정 활주로 및 관련 등화는 주의를 산만하게 하지 않는 방법으로 시야에서 사라져야 한다.
2.b.	헬리콥터 착륙지역의 경우
2.b.1.	착륙 방향 표시등 및 3km(2sm)에서 노출형 FATO 표시등
2.b.2.	매립형 FATO 표시등, TOFL 표시등 및 1,500m(1sm)의 조명이 있는 윈드삭
2.b.3.	TOFL 지역으로부터 제자리비행 지상활주 등화(노란색/파란색/노란색 실린더)
2.b.4.	야간/황혼 장면 및 주간 장면에서 표면 해상도 점검에 의해 요구되는 바에 따라 착륙 등화 범위 내 표시
3.	**공항 또는 헬리콥터 착륙지역 모델 컨텐츠** 다음은 공항 시각 모델에 제공되어야 하는 것에 대한 최소 요건을 규정하고 해당 모델과 일치해야 하는 공항 환경의 다른 면을 식별한다. 세부사항은 공항 사진, 건설 도면 및 지도 또는 기타 유사한 데이터 또는 규제당

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
	국이 공표한 자료에 따라 개발되어야 한다. 그러나, 공항 또는 헬리콥터 착륙지역 모델들은 현재 인증을 받은 시각 시스템의 설계 기능을 초과하는 세부사항을 포함할 필요는 없으며, 선회 접근의 경우 여기의 모든 요구조건은 최초 접근을 위해 사용된 활주로 및 착륙예정 활주로에 적용한다. 계류장에서 활주로 말단 또는 헬리콥터 이륙/착륙지역까지 하나의 “우선적인” 활주 경로에는 각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 이륙/착륙지역이 필요하다.
3.a.	각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역의 표면과 표시에는 다음이 포함되어야 한다.
3.a.1.	공항의 경우 활주로 시단 표시, 활주로 번호, 접지 구역 표시, 활주로 거리 표시, 활주로 가장자리 표시 및 활주로 중심선 표시
3.a.2.	헬리콥터 착륙지역의 경우 표준 헬리포트 ("H"), TOFL, FATO 및 안전 지역에 대한 표시
3.b.	각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역의 등화에는 다음이 포함되어야 한다.
3.b.1.	공항의 경우 접근 등화, 활주로시단등, 활주로등, 활주로종단등, 활주로중심선등(해당되는 경우), 접지구역등(해당되는 경우), 활주로유도등 및 해당 활주로의 시각 착륙 보조 장치 또는 등화 시스템
3.b.2.	헬리콥터 착륙지역의 경우 착륙 방향, 이륙 및 상승 FATO, TOFL, 윈드삭 조명
3.c.	각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역과 관련된 유도로 표면 및 표시에는 다음이 포함되어야 한다.
3.c.1.	공항의 경우 유도로 가장자리, 중심선(해당되는 경우), 활주로 대기지점 및 계기착륙시설(ILS) 임계지점
3.c.2.	헬리콥터 착륙지역의 경우 유도로, 지상활주경로 및 계류장
3.d.	각 “사용 중”인 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역과 관련된 유도로 등화에는 다음이 포함되어야 한다.
3.d.1.	공항의 경우 활주로등, 활주로중심선등(해당되는 경우), 활주로 대기지점 및 계기착륙시설(ILS) 임계지점 등화
3.d.2.	헬리콥터 착륙지역의 경우 유도로등, 지상활주경로등 및 계류장등
4.	**공항 환경 시뮬레이션의 다른 측면과 필요한 시각 모델의 상관관계** 다음은 7등급의 비행훈련장치에 대해 수행되어야 하는 최소 시각 모델 상관관계 시험이다.
4.a.	공항모델은 "사용 중인" 활주로에서의 운용과 관련된 항법보조장비와 적절하게 정렬되어야 한다.
4.b.	활주로, 유도로 및 계류장 지역의 경사가 시각 장면에서 묘사되는 경우, 주의를 산만하게 하거나 비현실적인 효과를 일으키지 않아야 한다.
5.	**헬리콥터 및 관련 장비와의 상관관계** 다음에 대해 최소 상관관계 비교가 이뤄져야 한다.
5.a.	공기 역학 프로그래밍과 시각시스템 호환성
5.b.	비행훈련장치 자세와 관련된 환경의 정확한 묘사
5.c.	착륙 중 침하율과 깊이 인식을 평가하기 위한 시각적 신호

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
6.	**장면 품질** 다음은 수행되어야 하는 최소 장면 품질 시험이다.
6.a.	광점에는 주의를 산만하게 하는 떨림, 번짐 또는 줄무늬가 없어야 한다.
6.b.	표면과 질감 신호는 양자화가 없어야 한다.
7.	**교관석 제어** 다음의 사항을 교관석에서 제어할 수 있어야 한다.
7.a.	환경 효과(예; 운저, 구름 효과, 구름 밀도, 시정(Sm/Km), RVR(ft/m))
7.b.	공항 또는 헬리콥터 착륙지역 선택
7.c.	공항 또는 헬리콥터 착륙지역 등화(강도선택 포함)
7.d.	지상 및 공중 교통흐름을 포함한 동적 효과
8.	운영자는 활주로 또는 헬리콥터 착륙지역의 모든 세부 사항을 제공할 필요는 없지만, 제공되는 세부 사항은 시스템 기능 내에서 정확해야 한다.

[표 13-4] 기능 및 주관적인 시험 - 6등급 FTD

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
이 표의 요목은 6등급 FTD에 대한 SOQ 형상 목록에서 식별된 바에 따라 시뮬레이션된 헬리콥터에 적절한 경우 평가 대상이다. FTD에 설치되지 않았거나, 기능하지 않고 SOQ 형상 목록에서 나타나지 않는 항목은 SOQ 예외 항목으로 할 필요가 없다.	
1. 비행 전 절차	
1.a.	비행 전 점검(조종실만 해당) 스위치, 지시계, 시스템 및 장비
1.b.	APU/엔진 시동 및 런업(Run-up)
1.b.1.	정상 시동 절차
1.b.2.	대체 시동 절차
1.b.3.	비정상 시동 및 셧다운(Shutdown)
1.b.4.	로터 연동(Engagement)
1.b.5	시스템 점검
2. 이륙 및 출발 단계	
2.a.	계기
2.b.	임계결심지점(CDP) 이후 엔진 고장 상태에서 이륙
3. 상승	
3.a.	정상
3.b.	하나의 엔진 부작동
4. 비행 중 기동	
4.a.	성능
4.b.	비행 품질
4.c.	선회
4.c.1.	일정시간 후 선회
4.c.2.	정상 선회
4.c.3.	급격한 선회
4.d.	가속 및 감속
4.e.	비정상/비상 절차
4.e.1.	엔진 화재
4.e.2.	엔진 고장
4.e.3.	비행 중 엔진 셧다운(해당하는 경우 재시동)
4.e.4.	연료 관리시스템 고장 (예; FADEC 기능불량)
4.e.5.	방향 조종 기능불량(착륙을 중단할 수 없는 기동 범위로 제한)
4.e.6.	유압 고장
4.e.7.	안정성 증대시스템 고장

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
5. 계기 절차	
5.a.	대기(Holding)
5.b.	정밀계기접근
5.b.1.	모든 엔진 작동
5.b.2.	하나 이상의 엔진 부작동
5.b.3.	접근 절차
5.b.4.	PAR
5.b.5.	ILS
5.b.6.	수동(Raw data)
5.b.7.	비행 지시계만
5.b.8.	자동조종* 및 비행 지시계 결합(적절한 경우)
5.c.	비정밀 계기접근
5.c.	정상(모든 엔진 작동)
5.c.	하나 이상의 엔진 부작동
5.c.	접근 절차
5.c.1.	NDB
5.c.2.	VOR, RNAV, TACAN, GPS
5.c.3.	ASR
5.c.4.	헬리콥터만 해당
5.d.	접근 실패
5.d.1.	모든 엔진 작동
5.d.2.	하나 이상의 엔진 부작동
5.d.3.	안정성 증대 시스템 고장
6. 정상 및 비정상 절차(모든 비행단계)	
6.a.	헬리콥터 및 동력장치 계통 작동(해당하는 경우)
6.a.1.	방빙/제빙 계통
6.a.2.	보조 동력장치
6.a.3.	통신
6.a.4.	전기 계통
6.a.5.	환경 계통
6.a.6.	화재 감지 및 진압
6.a.7.	비행조종계통
6.a.8.	연료계통
6.a.9.	엔진 오일계통
6.a.10.	유압계통

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
6.a.11	착륙장치
6.a.12.	산소
6.a.13.	공압
6.a.14.	동력장치
6.a.15.	비행 조종 컴퓨터
6.a.16.	안정성 증대 및 조종성 증대 계통
6.b.	비행 관리 및 유도 계통(해당하는 경우)
6.b.1.	공중 레이더
6.b.2.	자동 착륙 보조장치
6.b.3.	자동조종*
6.b.4.	충돌방지시스템
6.b.5.	비행데이터 디스플레이
6.b.6.	비행 관리 컴퓨터
6.b.7.	항법 계통
7. 비행 후 절차	
7.a.	주기 및 결박
7.b.	엔진 및 시스템 작동
7.c.	주기 브레이크 작동
7.d.	로터 브레이크 작동
7.e.	비정상/비상 절차
8. 교관 운영석(IOS, 적절한 경우)	
8.a.	전원 스위치
8.b.1.	헬리콥터 상태
8.b.2.	총중량, 무게중심, 연료 탑재 및 분배 등
8.b.3.	헬리콥터 시스템 현황
8.b.4.	지상근무자(Ground Crew) 기능(예; 외부 전원)
8.c.	공항 및 착륙지역
8.c.1.	번호 선택
8.c.2.	활주로 또는 착륙지역 선택
8.c.3.	사전설정 위치 (예; Ramp, Over FAF)
8.c.4.	등화 제어
8.d.	환경 제어
8.d.1	온도
8.d.2.	기후 조건 (예; 결빙, 강우)
8.d.3.	풍속 및 풍향

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
8.e.	헬리콥터 시스템 기능불량
8.e.1.	삽입 / 삭제
8.e.2.	문제 해결
8.f.	Locks, Freezes, and Repositioning
8.f.1.	Problem(All) freeze / release
8.f.2.	Position(Geographic) freeze / release
8.f.3.	Repositioning(Locations, freezes, and releases)
8.f.4.	지상 속도 제어
8.g.	음향 제어 On / Off / Adjustment
8.h.	탑재시스템 제어(On / off / emergency stop, 해당하는 경우)
8.i.	참관자(Observer) 좌석
8.i.1.	위치
8.i.2.	조정

* "자동조종"은 자세 유지 작동 모드를 말한다.

[표 13-5] 기능 및 주관적인 시험 - 5등급 FTD

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
이 표의 요목은 5등급 FTD에 대한 SOQ 형상 목록에서 식별된 바에 따라 시뮬레이션된 헬리콥터에 적절한 경우 평가 대상이다. FTD에 설치되지 않았거나, 기능하지 않고 SOQ 형상 목록에서 나타나지 않는 항목은 SOQ 예외 항목으로 할 필요가 없다.	
1. 비행 전 절차	
1.a.	비행 전 점검(조종실만 해당) 스위치, 지시계, 시스템, 장비
1.b.	APU/엔진 재시동 및 런업(Run-up)
1.b.1.	정상 시동 절차
1.b.2.	비정상 시동 절차
1.b.3.	비정상 시동 및 셧다운
2. 상승	
2.a.	정상
3. 비행 중 기동	
3.a.	성능
3.b.	선회, 정상
4. 계기 절차	
4.a.	계기 접근 기동(시스템이 장착된 경우 해당)
5. 정상 및 비정상 절차(모든 비행 단계)	
5.a.	정상 시스템 작동(장착된 시스템)
5.b.	비정상/비상 시스템 작동(장착된 시스템)
6. 비행 후 절차	
6.a.	주기 및 결박
6.b.	엔진 및 시스템 작동
6.c.	주기 브레이크 작동
6.d.	로터 브레이크 작동
6.e.	비정상/비상 절차
7. 교관 운영석(IOS, 적절한 경우)	
7.a.	전원 스위치
7.b.	사전설정 위치(지상 또는 공중)
7.c.	헬리콥터 시스템 기능불량
7.c.1.	삽입 / 삭제
7.c.2.	문제 해결
7.d.	탑재 시스템 제어(On / off / emergency stop, 해당하는 경우)
7.e.	참관자 좌석
7.e1.	위치
7.e.2.	조정

[표 13-6] 기능 및 주관적인 시험 - 4등급 FTD

QPS requirements	
번호	작동 요목(Operations tasks)
이 표의 요목은 4등급 FTD에 대한 SOQ 형상 목록에서 식별된 바에 따라 시뮬레이션된 헬리콥터에 적절한 경우 평가 대상이다. FTD에 설치되지 않았거나, 기능하지 않고 SOQ 형상 목록에서 나타나지 않는 항목은 SOQ 예외 항목으로 할 필요가 없다.	
1. 비행 전 절차	
1.a.	비행 전 점검(조종실만 해당) 스위치, 지시계, 시스템 및 장비
1.b.	APU/엔진 시동 및 런업(Run-up)
1.b.1.	정상 시동 절차
1.b.2.	비정상 시동 절차
1.b.3.	비정상 시동 및 셧다운
2. 정상 및 비정상 절차(모든 비행 단계)	
2.a.	정상 시스템 작동(장착된 시스템)
2.b.	비정상/비상 시스템 작동(장착된 시스템)
3. 비행 후 절차	
3.a.	주기 및 결박
3.b.	엔진 및 시스템 작동
3.c.	주기 브레이크 작동
4. 교관 운영석(IOS, 적절한 경우)	
4.a.	전원 스위치
4.b.	사전설정 위치(지상, 공중)
4.c.	헬리콥터 시스템 기능불량
4.c.1.	삽입 / 삭제
4.c.2.	문제 해결

[별표 14]

기본비행훈련장치의 인증성능기준
(Aviation Training Device QPS)

[표 14-1] 기본비행훈련장치 요구사항

번호	기본비행훈련장치 요구사항
1. 일반 제어 요구사항	
1.a.	항공기의 물리적 비행 및 제어 시스템은 그 기능과 형태만으로 조작되는 방법에 대해 인식이 가능해야 하며, 이러한 물리적 비행 제어 시스템은 키보드, 마우스 또는 게임 조이스틱과 같은 인터페이스를 사용하여 항공기를 제어할 수 없다.
1.b.	가상 제어는 기본비행훈련장치의 특정 측면(예; 항공기 형상, 위치, 기상 조건 선택)과 프로그램, 효과 또는 기본비행훈련장치를 일시 정지하는 데 사용되는 제어이며, 이러한 제어장치는 교관석 또는 독립된 컴퓨터 인터페이스의 일부이다.
1.c.	초기 설정을 제외하고, 키보드나 마우스를 사용하여 수행할 기동 또는 훈련 작업에 대한 비행 제어기능을 설정하거나 배치할 수 없다. 표시된 항공기 모델에 적용할 수 있는 아래 나열된 제어 요건을 참조하여야 한다. 조종사는 실제 항공기와 동일한 방식으로 조종할 수 있어야 하며, 항공기 모델에 맞는 착륙장치(Landing gear), 윙 플랩(Wing flaps), 카울 플랩(Cowl flaps), 카뷰레터 히트(Carburetor heat), 혼합기(Mixture), 프로펠러(Propeller), 스로틀(Throttle) 제어가 포함된다.
1.d.	이 표에서 요구하는 물리적(Physical) 배열, 외형, 조종계통, 계기 및 스위치는 재현되는 항공기를 자세히 모델링해야 하며, 제작사는 현실적으로 배치된 물리적 스위치와 최소 다음 사항을 포함한 항공기 계기판 패널을 대표하는 필수적인 제어장치들의 외관, 배열, 작동 및 기능을 재현하여야 한다. • 마스터(Master)/배터리 • 각 엔진에 대한 마그네토(해당하는 경우) • 각 엔진에 대한 교류발전기(Alternator) 또는 발전기 • 보조동력장치(APU, 해당하는 경우) • 각 엔진에 대한 연료 부스트 펌프/프라임 부스트 펌프 • 항공전자장비 마스터 • 피토 히트(Pitot heat) • 회전식 비콘/점멸, 항법, 유도 및 착륙 등화
1.e.	기본비행훈련장치를 사용하는 경우 검사관에 의하여 평가받은 소프트웨어만 해당 컴퓨터 시스템에 사용할 수 있도록 불러올 수 있다. 이 경우에도 시스템 운영의 형태를 변경하지 않는 소프트웨어 업데이트를 제공할 수 있다.
2. 추가 제어 및 기능 요구사항	
2.a.	비행기의 경우 1. 피치 및 뱅크를 지속적으로 조정할 수 있는 셀프 센터링 변위(Self-centering displacement) 요크 또는 조종간 2. 기수 및 롤에서 요와 그에 상응하는 반응을 지속적으로 조정할 수 있는 셀프 센터링 러더 페달 3. 아이들(Idle)에서 최대 출력 설정까지 지속적인 이동 및 해당 시 피치 및 요의 상응하는 변화 4. 재현되는 항공기의 형식/모델(M/M)에 해당하는 혼합기/조건, 프로펠러 및 스로틀/동력 제어 5. 재현되는 항공기의 카테고리 및 등급에 해당하는 경우 다음 항목에 대한 제어

	• 날개 플랩 • 피치 트림 • 통신 및 항법 라디오 • 시계 또는 타이머 • 기어 핸들(해당하는 경우) • 트랜스폰더 • 고도계 • 카뷰레터 히트(Carburetor heat, 해당하는 경우) • 카울 플랩(Cowl flap, 해당하는 경우)
2.b.	**헬리콥터의 경우** 1. 회전 싸이클에서 로터 블레이드의 피치각을 변화시켜 메인 로터 디스크를 기울이는 싸이클릭 제어 스틱 2. 모든 메인 로터 블레이드의 피치각을 동시에 변경하는 컬렉티브 피치 제어 3. 아이들(Idle)에서 최대 출력 설정까지 지속적인 이동 및 분당 엔진(로터) 회전수(Rpm)를 제어하는 스로틀/동력 제어 4. 헬리콥터 기수의 지속적인 조정이 가능하도록 하는 테일로터의 피치 제어에 사용되는 안티토크 페달 5. 재현되는 헬리콥터의 모델에 적용할 수 있는 혼합비 제어 6. 재현되는 헬리콥터에 적용할 수 있는 경우 다음의 항목에 대한 제어 • 통신 및 항법 라디오 • 시계 또는 타이머 • 트랜스폰더 • 고도계 • 카뷰레터 히트(Carburetor heat, 해당하는 경우)
3. 제어 입력 기능 및 응답 기준	
3.a.	제어 입력에서 인식 가능한 시스템 응답까지의 시간은 지연이 없어야 하거나 지연되는 것처럼 보이지 않아야 하며, 제작사는 기본비행훈련장치의 지정을 위해 제출된 QAG에서 이 성능 기준을 검증하여야 한다.
3.b.	제어 입력은 시작 시 컴퓨터와 소프트웨어 프로그램에 의해 점검되어야 하고, 정상 작동 확인 메시지 또는 전송 지연 시간이나 설계 매개 변수가 허용 오차를 벗어났다는 경고 메시지가 표시되어야 하며, 문제가 해결되고 모든 구성 요소가 제대로 작동하지 않는 한 훈련을 지속할 수 없다.
4. 디스플레이 요구사항	
4.a.	다음의 계기와 지시계는 기본비행훈련장치에 적절하게 복제 및 배치되어야 한다. 1. 전통적인 "원형" 다이얼 비행 계기를 재현하는 표준 구성의 비행계기(구형 및 예비 비행계기가 있는 전자식 PFD도 허용) 2. 항공기 제작사/모델의 정상 운항범위 내에서 작동할 수 있는 20ft 이하 단위의 눈금이 있는 정밀기압고도계 3. 자기방향 지시계(나침반) 4. 360° 원형으로 표시되고 5° 이하 단위의 눈금이 있는 방향지시계(항공기 제작사/모델에 적용가능한 경우로서, 원하거나 필요한 경우 360° 미만의 호 부분을 선택적으로 표시 가능) 5. 항공기 제작사/모델과 같이 표시되고 눈금이 있는 대기속도계(20knots 미만의 대기속도 표시는 불필요) 6. 상승, 강하 시 첫 1,000fpm 까지는 100fpm의 눈금, 그 외의 전체 디스플레이에서 최소 ±2,000fpm 까지에 대해서는 각각 500fpm의 눈금이 있거나 재현되는 항공기의 제작사/모델에 대해 적용할 수 있는 승강계(VSI) 7. 좌/우 선회시 초당 3°의 속도에 대한 표시가 있는 자이로스코픽 선회속도

	지시계 또는 이와 동등한 계기(선회 및 경사 지시계가 사용되는 경우, 초당 3°의 속도 표시는 지시계의 최대 변위 이내) 8. 정상 선회(Coordinated Turn)에서는 계기 중앙의 위치에 볼이 지시되는 전형적인 경사계 형식으로 표시되는 선회경사계(PFD 형상에 적합한 경우 분할된 삼각형 이미지 사용 가능) 9. 항공기 제작사/모델에 적용되는 바와 같이 + 20° 피치에서부터 아래로 40°까지 5° 피치 눈금이 있는 자세계(경사각은 “날개 면”에 대하여 좌, 우 경사를 10°, 20°, 30° 및 60°(옵션으로 45° 추가 표시)로 표시) 10. 항공기의 제작사/모델에 적용할 수 있는, 최소 및 최대 한계를 포함하는 정상 범위에 대한 표시를 제공하는 엔진 계기 11. 항공기에 적용할 수 있는 디스플레이가 있는 흡입 게이지 또는 계기압력 게이지 12. 현재 플랩 설정을 표시하는 플랩 설정 지시계(설정 지시는 실제 항공기에서 볼 수 있는 일반적인 사항) 13. 비행기 노즈 다운 또는 업 트림의 적절한 지시 및 제로 트림을 보여주고 디스플레이가 있는 피치 트림 지시계(항공기에서 볼 수 있는 것과 같은 형태) 14. 사용 중인 라디오 주파수를 표시하고 모든 범위의 주파수를 선택할 수 있는 통신 라디오 15. 사용 중인 주파수를 표시하고 접근절차(각각 청각 식별 기능이 있는) 및 마커 비콘 수신기를 포함하여 정밀 및 비정밀 계기 모두를 복제할 수 있는 항법 라디오(예; ILS, NDB, GPS, LOC 또는 VOR) 16. 아래에 지시된 바와 같은 눈금 표시는 해당하는 경우 각 진로 이탈 지시계(CDI)에 표시되어야 한다. • 진로/활공진로 이탈(예; VOR, LOC 또는 ILS)의 경우 0.5dot 이하 • 자동방향탐지기(ADF) 및 Radio Magnetic Indicator(RMI)의 베어링 편차에 대하여 5° 이하 17. 매 분, 초마다 증분 표시가 있는 시계 또는 분, 초 표시가 있는 타이머 18. 현재 트랜스폰더 코드를 표시하는 트랜스폰더 19. 항공기 제작사/모델과 같이 아날로그 또는 디지털 형식으로 연료 잔량을 표시하는 연료량 지시계 주: 주간 시계비행규칙(VFR) 및 계기비행규칙(IFR) 관련 항공안전법에 명시된 최소계기 및 장비 요구조건은 교육세션 동안 작동되어야 하며, 다만 훈련 목적으로 계기 및 장비의 고장 시뮬레이션을 금지하지는 않는다.
4.b.	위에 나열된 모든 계기는 모든 비행 운항 중에 표시되어야 하며, 모든 계기가 동시에 표시되지 않는 다기능 전자 디스플레이가 허용될 수 있다. 모든 디스플레이는 다음과 같이 명확하게 계기의 이미지를 제공하여야 한다. • 초점이 맞지 않거나 읽을 수 없는 것으로 보이지 않을 것 • 작동 중에 "점프(Jump)" 또는 "스텝(Step)"이 나타나지 않을 것 • 산만하게 들쭉날쭉한 선이나 가장자리가 나타나지 않을 것 • 비행 통제 장치의 작동 및 사용에 비해 지연되지 않을 것
4.c.	제어 입력은 실시간으로 그리고 지연 없이 비행계기에 반영되어야 한다. 디스플레이 업데이트는 아래 명시된 값과 같거나 큰 모든 변경된 사항(복제된 계기의 총 범위 내)을 표시하여야 한다. • 대기 속도계 : 5kts 변화 • 자세계 : 피치 및 뱅크의 2° 변화 • 고도계 : 10ft 변화 • 선회 및 경사 : 표준율 선회의 $\frac{1}{4}$ 변화 • 방향 지시계 : 2° 변화 • 승강계(VSI) : 100fpm 변경

	• 타코미터(Tachometer) : 터빈 속도의 2% 또는 25rpm 변화 • VOR/ILS : VOR의 경우 1°, ILS의 경우 0.25°의 변화 • ADF : 2° 변화 • GPS : 표시되는 GPS 기반 네비게이터 모델에 맞게 변화 • 시계 또는 타이머 : 1초 변화
4.d.	디스플레이는 실제 항공기의 동적 움직임(Dynamic behavior)을 반영하여야 한다. 예를 들어 500fpm의 VSI 판독값은 해당 고도의 움직임을 반영해야 하며, 출력 증가는 회전 속도계(rpm indication) 또는 출력 지시계(power indicator)의 증가를 반영해야 한다.
5. 비행 역학 요구사항	
5.a.	기본비행훈련장치의 비행 역학은 재현되는 항공기의 성능 및 조작 방식과 비교할 수 있어야 하나, 특정 항공기를 정확하게 복제하기 위해 조종 부하를 가지도록 하는 요건은 없다.
5.b.	항공기 성능 매개변수(예; 최대 속도, 순항 속도, 실속 속도, 최대 상승률, 제자리·측면·전방·후방 비행)는 재현되는 항공기와 비교될 수 있어야 한다. 표준 대기 및 총중량 조건에서 해수면 및 5,000ft에 대한 각 항공기 형상별 성능표를 QAG에 포함할 필요가 있다. 항공기 제작사가 해당 고도를 반영하는 성능 차트를 가지고 있는 경우 6,000ft에 대한 대체 성능 고도를 사용할 수 있으며, 그렇지 않은 경우 기본비행훈련장치 제작사는 차트에 대한 성능을 보관할 필요가 있으며, 터보프롭 또는 터보제트 고도 성능은 18,000ft를 반영하여야 한다.

[비행기 성능표 예시]

비행기 모델	V_{SO}	V_{S1}	V_x	V_y	V_a	V_{ne}	V_{mc}	75% 동력설정에서 순항 시 KTAS	최대동력 또는 권장동력에서 최적 속도(V_y)에서 상승속도(fpm)	단발엔진 상승속도 (at V_{yse})	
C172S							N/A	SL	SL	SL	N/A
6,000ft →											N/A
PA28							N/A	SL	SL	SL	N/A
6,000ft →											N/A
BE58							N/A	SL	SL	SL	
6,000ft →											

[헬리콥터 성능표 예시]

헬리콥터 모델	총중량시 표준일 조건에서 이륙에 필요한 동력 설정	75% 동력설정에서 순항 시 KTAS	최대 동력 또는 권장동력에서 최적속도에서 상승속도	단발엔진 상승속도	
R22	SL	SL	SL	SL	N/A
	6K				N/A
R44	SL	SL	SL	SL	N/A
	6K				N/A
EC135	SL	SL	SL	SL	
	6K				

주: 성능표는 표준대기 및 총중량 조건에서 사용하여야 한다.

5.c.	항공기 수직 양력 성분은 재현되는 항공기의 수행 및 조종방식과 비교할 수 있어야 한다.
5.d.	플랩 및 슬랫 설정, 착륙장치 위치, 컬렉티브 또는 사이클릭 제어는 재현되는 항공기 제작사/모델이 수행 및 조작하는 방식과 비교할 수 있는 비행 역학의 변경을 수반하여야 한다.
5.e.	바람과 난기류의 존재 및 강도는 재현되는 항공기의 조종 및 성능에 반영되어야 하며, 항공기가 수행하고 조종하는 방식과 비교할 수 있어야 한다.
6. 교관 관리 요구사항	
6.a.	교관은 시뮬레이션 훈련 중에 언제든지 지침 또는 절차적인 권고사항을 관리할 목적으로 시스템을 일시 중지할 수 있어야 한다.

6.b.	훈련 세션이 “비행 중인 항공기” 상태로 시작하고 특정 절차 요목을 수행할 준비가 된 경우, 교관은 시뮬레이션과 별개로 다음 시스템 매개 변수를 조작할 수 있어야 한다. • 항공기의 지리적 위치 • 항공기의 방향 • 항공기의 비행 속도 • 항공기의 고도 • 풍향, 속도 및 난기류
6.c.	시스템은 추후 재생 및 검토를 위해 전체 훈련 세션 동안 항공기 이동의 수평 및 수직 항적을 모두 기록할 수 있어야 한다.
6.d.	교관은 훈련 세션 전이나 훈련 중에 계기를 비활성화(Disable)할 수 있어야 하며, 고장 효과를 위하여 기본비행훈련장치를 중단하거나 정지하지 않고 계기의 결함을 시뮬레이션할 수 있어야 한다. 여기에는 시뮬레이션된 엔진 결함 및 항공기 시스템 결함(예; Alternator or Generator, Vacuum or Pressure pump, Pitot static, Electronic flight displays, or Landing gear or Flaps)이 포함된다.
6.e.	기본비행훈련장치는 해당 지역에서 실제 비행 중 학습된 절차의 강화를 위하여 훈련 시설과 지역(25NM 이내)에 있는 최소한의 항법 지역 데이터베이스를 가지고 있어야 한다.

[별표 15]

모의비행훈련장치 종류 및 등급별 세부사항
(Flight Simulator Training Device Training, Checking and Qualification Permitted)

1. 전문교육기관 및 항공훈련기관의 교육훈련

번호	주관적인 요구조건 Subjective Requirements	FTD 등급				모의비행장치 등급			
		4	5	6	7	A	B	C	D
1.	**비행 전 절차**								
1.a.	비행 전 점검 (조종실만 해당)	●	●	●	●	●	●	●	●
1.b.	엔진 시동	●	●	●	●	●	●	●	●
1.c.	활주				●	●	●*	●	●
1.d.	이륙 전 점검	●	●	●	●	●	●	●	●
2.	**이륙 및 출발 단계**								
2.a.	정상 및 측풍 이륙				●	●	●*	●	●
2.b.	계기 이륙				●	●	●	●	●
2.c.	이륙 중 엔진 고장				●	●**	●	●	●
2.d.	이륙 중단			●	●	●	●	●	●
2.e.	출발 절차		●	●	●	●	●	●	●
3.	**비행 중 기동**								
3.a.	급격한 선회		●	●	●	●	●	●	●
3.b.	고 받음각 기동								
3.b.1.	실속 접근		●	●	●	●	●	●	●
3.b.2.	완전 실속							●	●
3.c.	엔진 고장 - 다발엔진 비행기		●	●	●	●	●	●	●
3.d.	엔진 고장 - 단발엔진 비행기		●	●	●	●	●	●	●
3.e.	운영자의 비행훈련프로그램에 따른 비행 특성	●	●	●	●	●**	●**	●**	●**
3.f.	비정상자세로부터의 회복					●	●	●	●
3.g.	비정상자세 예방 및 회복 훈련(UPRT)							●	●
3.h.	윈드시어 회복				●	●	●	●	●
4.	**계기 절차**								
4.a.	표준입항절차/ 비행관리시스템 도착 절차		●	●	●	●	●	●	●
4.b.	대기(Holding)		●	●	●	●	●	●	●
4.c.	정밀계기								
4.c.1.	모든 엔진 작동		●	●	●	●	●	●	●
4.c.2.	하나의 엔진 부작동				●	●	●	●	●
4.d.	비정밀 계기 접근		●	●	●	●	●	●	●
4.e.	선회 접근(시각 시스템 필요)			●	●	●	●	●	●
4.f.	실패 접근								
4.f.1.	정상		●	●	●	●	●	●	●
4.f.2.	하나의 엔진 부작동				●	●	●	●	●
5.	**착륙 및 착륙을 위한 접근**								
5.a.	정상 및 측풍 접근, 착륙				●	●	●*	●	●
5.b.	정밀 접근 착륙 / 비정밀 접근 착륙				●	●	●*	●	●
5.c.	엔진 고장상태로 접근 및 착륙 - 다발엔진 비행기				●	●	●*	●	●

번호	주관적인 요구조건 Subjective Requirements	FTD 등급				모의비행장치 등급			
		4	5	6	7	A	B	C	D
5.d.	선회접근으로 착륙				●	●	●*	●	●
5.e.	착륙 포기				●	●	●	●	●
5.f.	플랩 미사용 또는 비표준 플랩 형상 접근으로부터 착륙				●	●	●*	●	●
6.	**정상 및 비정상 절차**								
6.a.	엔진 (셧다운 및 재시동 포함)	●	●	●	●	●	●	●	●
6.b.	연료 계통	●	●	●	●	●	●	●	●
6.c.	전기 계통	●	●	●	●	●	●	●	●
6.d.	유압 계통	●	●	●	●	●	●	●	●
6.e.	환경 및 여압 계통	●	●	●	●	●	●	●	●
6.f.	화재 감지 및 소화 계통	●	●	●	●	●	●	●	●
6.g.	항법 및 항전 계통	●	●	●	●	●	●	●	●
6.h.	자동비행조종계통, 전자 비행계기 계통 및 관련 하위계통	●	●	●	●	●	●	●	●
6.i.	비행조종 계통	●	●	●	●	●	●	●	●
6.j.	제빙 및 방빙 계통	●	●	●	●	●	●	●	●
6.k.	항공기 및 개인 비상 장구	●	●	●	●	●	●	●	●
7.	**비상 절차**								
7.a.	비상 강하 (최대 속도)		●	●	●	●	●	●	●
7.b.	비행 중 화재 및 연기 제거		●	●	●	●	●	●	●
7.c.	급격한 감압		●	●	●	●	●	●	●
7.d.	비상 탈출		●	●	●	●	●	●	●
8.	**비행 후 절차**								
8.a.	착륙 후 절차	●	●	●	●	●	●	●	●
8.b.	주기 및 결박	●	●	●	●	●	●	●	●

* 모의비행장치가 계속적인 자격 훈련을 위하여 이 요목에 대하여 인증받아야 한다.

** 적합한 항공기 시스템 또는 제어장치가 FSTD에 시뮬레이션되어 있고 적절하게 작동하는 경우 해당 시스템, 요목 또는 절차가 시험되어야 한다.

2. 항공운송사업자 및 항공기사용사업자 등의 교육훈련

I = Pilot in Command (PIC) and Second in Command (SIC) initial training

T = PIC and SIC transition training

U = SIC to PIC upgrade training

C = Flight engineer (FE) to SIC conversion training

기동/절차 (Maneuvers/procedures)	FFS			FTD				
	A	B	C 이상		I	T	U	C
참여하는 기종 및 운항에 적합하도록 조종사에 대한 훈련에는 다음의 기동과 절차를 포함하여야 한다.								
I. 비행 전								
(a) 검사 목적으로 비행기의 내부 및 외부, 각 항목의 위치에 대한 육안검사(육안검사는 육안검사 항목의 위치와 세부사항을 사실적으로 묘사하고, 정상 및 비정상 조건의 묘사를 제공하는 그림을 사용)								
(b) 적절한 조종시스템 점검, 시동 절차, 라디오 및 전자장비 점검, 비행 전 적절한 항법 및 통신 라디오 시설, 주파수 선택 관련 출발 전 점검표를 사용하여야 한다.	●	●	●		○	○	○	○
(c) 활주								
(i) ATC 또는 교육을 수행하는 인원에 의한 지침에 따른 활주, 출항 및 격납 절차			●		○	○	○	○
(ii) 공항 다이어그램 사용 (지상 이동 차트)			●		○	○	○	○
(iii) 사용 중인 활주로를 교차하거나 진입하기 전에 적절한 허가 획득			●		○	○	○	○
(iv) 모든 지상 이동 유도 관리 표시 및 등화의 관찰			●		○	○	○	○
(d) 동력장치 점검, 이륙 허가 접수 및 항공기 위치 확인 및 이륙을 위한 진입 전에 출발 활주로에 대한 FMS 입력을 포함하는 이륙 전 절차	●	●	●		○	○	○	○
II. 이륙								
이륙 훈련에는 아래에 나열된 종류 및 조건이 포함되어야 하나, 적절한 경우 하나 이상의 종류가 결합될 수 있다.								
(a) 이 기동의 목적을 위해 비행기가 사용 중인 활주로 위치로 활주할 때 시작되는 정상 이륙			●		○	○	○	○
(b) 공항 고도 또는 상공 100ft의 고도에 도달하기 전에 시뮬레이션된 계기 조건으로의 이륙	●	●	●		○	○	○	○
(c)(1) 측풍 이륙			●		○	○	○	○
(2) 현재의 기상, 공항 및 교통 조건에 따라 사용할 수 있는 경우 돌풍을 동반한 측풍 이륙을 포함하는 측풍 이륙			●		○	○	○	○
(d) 임계 발동기의 시뮬레이션된 고장이 있는 상태의 이륙	●	●	●		○	○	○	○
(1) V_1 이후 및 V_2 지점에서 조작을 하는 사람의 판단 교육은 우세한 조건 하에 비행기 형식에 적절하다.	●	●	●		○	○	○	○
(2) V_1 과 V_2 또는 V_1 과 V_R이 동일할 때 가능한 V_1에 가까운 지점에서 고장이 일어나야 한다.	●	●	●		○	○	○	○

기동/절차 (Maneuvers/procedures)	FFS A	FFS B	FFS C 이상	FTD	I	T	U	C
(3) 수송류가 아닌 비행기에 대해 적절한 속도에서 고장	●	●	●		○	○	○	○
(e) 항공기 특성, 활주로 길이, 표면 상태, 풍향 및 풍속, 브레이크 열 에너지 및 안전 또는 비행기에 악영향을 미칠 수 있는 기타 적절한 요소를 고려하여 결정된 이상적인 속도에 도달한 후 정상 이륙 중 중단	●	●	●		○	○	○	○
(f) 야간 이륙(전환 교육 중인 조종사의 경우, 이 요건은 PIC 역할을 하는 조종사가 야간에 정상 이륙을 수행함으로써 요구되는 운항 경험으로 충족)		●	●		○	○	○	○
III. 비행 기동 및 절차								
(a) Turns with and without spoilers	●	●	●		○	○	○	○
(b) Tuck and Mach buffet	●	●	●		○	○	○	○
(c) Maximum endurance and maximum range procedures	●	●	●		○	○	○	○
(d) Operation of systems and controls at the flight engineer station	●	●	●		○	○	○	○
(e) Runaway and jammed stabilizer	●	●	●		○	○	○	○
(f) 다음 시스템 및 절차에 대한 정상 및 비정상 또는 대체 운항								
(1) 여압(Pressurization)	●	●	●	●	○	○	○	○
(2) 공압(Pneumatic)	●	●	●	●	○	○	○	○
(3) 에어 컨디셔닝	●	●	●	●	○	○	○	○
(4) 연료 및 오일	●	●	●	●	○	○	○	○
(5) 전기	●	●	●	●	○	○	○	○
(6) 유압	●	●	●	●	○	○	○	○
(7) 비행 조종	●	●	●	●	○	○	○	○
(8) 방빙 및 제빙	●	●	●		○	○	○	○
(9) 자동조종	●	●	●		○	○	○	○
(10) 자동 또는 기타 접근 보조장치	●	●	●		○	○	○	○
(11) 실속 경고 장치, 실속 회피 장치 및 안정성 증대 장치	●	●	●		○	○	○	○
(12) 공중 레이더 장치	●	●	●		○	○	○	○
(13) 모든 기타 시스템, 장비 또는 사용 가능한 보조장비	●	●	●		○	○	○	○
(14) 전기, 유압, 비행조종 및 비행계기 시스템 기능불량 또는 고장	●	●	●	●	○	○	○	○
(15) 랜딩기어 및 플랩 시스템 고장 또는 기능불량	●	●	●	●	○	○	○	○
(16) 항법 또는 통신장비의 고장	●	●	●		○	○	○	○
(g) 최소 다음을 포함하는 비행 중 비상 절차								
(1) 동력장치, 히터, 화물실, 객실, 조종실, 날개 및 전기 화재	●	●	●	●	○	○	○	○
(2) 연기 통제	●	●	●	●	○	○	○	○
(3) 동력장치 고장	●	●	●		○	○		
(4) 연료 방출	●	●	●	●	○	○	○	○
(5) 비행교범에 간략하게 설명된 기타 비상 절차	●	●	●		○	○	○	○
(h) 양방향으로 급격한 선회, 각 선회는 최소 180° 이상에서 360° 이하의 기수변화와 45°의 경사각으로 하며, Group I 전환 교육에서는 요구되지 않는다.	●	●	●		○	○	○	○

기동/절차 (Maneuvers/procedures)	FFS			FTD				
	A	B	C 이상		I	T	U	C
(i) 실속 방지(훈련의 목적을 위해 승인된 회복 절차는 임박한 실속(버펫, 스틱 쉐이커, 음성 경고)의 최초 지시에서 시작되어야 하며, 실속 방지는 최소 다음의 형상에서 수행되어야 한다.)	●	●	●		○	○	○	○
(1) 이륙 형상 (비행기가 제로플랩 이륙 형상만 사용하는 경우에는 제외)	●	●	●		○	○	○	○
(2) Clean configuration	●	●	●		○	○	○	○
(3) 착륙 형상	●	●	●		○	○	○	○
(j) 비행기 형식의 고유한 비행 특성으로부터의 회복	●	●	●		○	○	○	○
(k) 다음을 포함하는 계기 절차								
(1) 터미널 출발 및 도착(Departure and Arrival)	●	●	●		○	○	○	○
(2) 할당된 주파수 준수를 포함한 항법 시스템의 사용	●	●	●		○	○	○	○
(3) 대기(Holding)	●	●	●		○	○	○	○
(l) 다음을 포함하는 ILS 계기 접근								
(1) 정상 ILS 접근			●		○	○	○	○
(2) 시뮬레이션된 하나의 엔진 고장(최종접근항로 진입 전에 고장 이후 접지 또는 실패 접근절차 시까지) 상태에서 수동으로 조종되는 ILS 접근			●		○			
(m) 다음을 포함하는 ILS 이외의 계기접근 및 실패접근								
(1) 조종사가 사용할 수 있는 비정밀접근	●	●	●				○	○
(2) (1) 외에 조종사가 사용할 수 있는 비정밀 접근 및 실패접근								
(n) 다음을 포함하는 선회접근			●		○	○	○	○
(1) 접근절차 중 승인된 최소 고도에 대한 선회 접근은 시뮬레이션된 계기 조건에 따라 이뤄져야 한다.			●		○	○	○	○
(2) 선회접근은 승인된 최소 선회접근고도에서 이뤄져야 하고, 이어서 기수의 변경과 최종접근경로에서 최소 90°로 활주로에 정상 착륙을 허용하는 비행경로를 유지하기 위해(시각 참조에 의해) 필요한 기동을 하여야 한다.			●		○	○	○	○
(3) 선회 접근은 과도한 기동 없이 비행기의 정상 운항 한계를 초과하지 않고 수행되어야 하며, 경사각(Bank)은 30°를 초과해서는 아니 된다.			●		○	○	○	○
(o) 제로플랩 접근(해당 형식 비행기에서의 플랩 펼침 고장의 가능성이 극히 없다고 판단하는 경우 요구되지 않으며, 슬랫만 또는 부분적으로 플랩을 사용한 접근 훈련이 필요한지를 판단한다.			●		○			○
(p) 다음을 포함하는 실패접근								
(1) ILS 접근으로부터의 실패접근	●	●	●		○	○	○	○
(2) 기타 실패접근	●	●	●	●	○	○	○	○
(3) 완전히 승인된 실패접근절차	●	●	●	●	○	○	○	○
(4) 엔진의 고장을 포함하는 실패접근	●	●	●		○	○	○	○

기동/절차 (Maneuvers/procedures)	FFS A	FFS B	FFS C 이상	FTD	I	T	U	C
IV. 착륙 및 착륙을 위한 접근								
착륙 및 착륙을 위한 접근 훈련은 아래 나열된 형식과 조건을 포함해야 하지만 적절한 경우 하나 이상의 형식이 조합될 수 있다.								
(a) 정상 착륙			●		○	○	○	○
(b) 수평 안정판 트림이 벗어난 상태에서의 착륙 및 복행			●		○			○
(c) ILS 계기 접근으로부터의 연속되는 착륙			●		○			
(d) 현재의 기상, 공항 및 교통 조건에 따라 실행 가능한 경우 돌풍을 동반한 측풍착륙			●		○	○	○	○
(e) 다음과 같이 시뮬레이션된 엔진 고장 상태에서의 착륙을 위한 기동								
(1) 3발 엔진 비행기의 경우, 약 두 개의 엔진 손실 시(중앙 및 한 개의 엔진) 승인된 절차로 착륙하기 위한 기동			●		○			○
(2) 기타 다발엔진 비행기의 경우, 비행기 한 쪽의 시뮬레이션된 동력 손실 및 고장 상태에서 착륙하기 위한 기동			●		○			○
(f) 시뮬레이션된 선회접근 조건에 따른 착륙 (III(n)에 따른 예외는 이 요건에 적용된다)			●		○			
(g) 정상 실패 접근 절차를 포함하는 착륙 포기(이 기동의 목적상 착륙은 약 50ft 및 활주로 시단을 지나서 포기)			●		○			
(h) 당국이 비행기 훈련에 대하여 적합한 기동이라고 판단하는 경우 제로 플랩 착륙			●		○			○
(i) 교범 개정	●	●	●		○	○	○	○
(j) 야간 착륙(전환 교육중인 조종사의 경우, 이 요건은 PIC 역할을 하는 조종사가 야간에 정상 착륙을 수행함으로써 요구되는 운항 경험으로 충족)		●	●		○	○	○	○

3. 항공운송사업자 및 항공기사용사업자 등의 기량심사

Maneuvers/procedures	FFS			
	A	B	C 이상	FTD
여기에 기재된 절차 및 기동은 다음에 관한 지식과 기술을 만족스럽게 입증하는 방식으로 수행되어야 한다.				
(1) 비행기, 비행기의 시스템 및 구성품				
(2) 승인된 비행교범, 운항교범, 점검표 또는 비행기 형식 관련 기타 승인된 내용에 포함된 절차 및 제한사항에 따른 대기속도, 형상, 방향, 고도 및 자세의 적절한 조종				
(3) 접근 절차, ATC 절차 또는 기타 적용할 수 있는 절차 준수				
I. 비행 전				
(a) 구두 또는 서면으로 장비 검사(숙달 점검의 일환으로 장비 검사는 비행 기동 부분과 밀접하게 조정되고 관련되어야 하지만, 비행기동 부분에서는 제공되지 않을 수 있으며 검사 시 다음을 다루어야 한다.)				
(1) 비행기, 엔진, 시스템, 구성품, 운항 및 성능 요소에 대한 실제 지식이 필요한 과목				
(2) 정상, 비정상, 비상 절차 등 이에 관한 운항 및 제한사항				
(3) 승인된 비행교범의 적절한 조항				
(4) 점검을 수행하는 자는 이 장비 검사와 동일한 6개월 이내 지상 훈련으로 대체 인정할 수 있다.				
(b) 비행 전 점검				
(1) 비행기의 외부 및 내부, 각 항목의 위치에 대한 육안점검을 실시하고 검사 목적을 간략하게 설명하여야 한다. 육안검사는 육안검사 항목의 위치와 세부사항을 사실적으로 묘사하고 정상 및 비정상 조건의 묘사를 제공하는 승인된 그림으로 나타낸 수단을 사용할 수 있으며, 비행 엔지니어를 요구하는 형식의 비행기에 대하여 육안점검은 관련 규정에 따라 생략될 수 있다.	●	●	●	●
(2) 비행하기 전에 시동 전 점검표, 적절한 조종시스템 점검, 시동 절차, 무선 및 전자 장비 점검, 항법 및 통신 무선 설비, 주파수의 사용을 시연하여야 한다.	●	●	●	●
(c) (i) ATC 또는 점검을 수행하는 인원에 의한 지침에 따른 활주, 출항 또는 입항 절차 (ii) 공항 다이어그램 (지상 이동 차트) 사용 (iii) 사용중인 활주로를 교차하거나 진입하기 전에 적절한 허가 획득 (iv) 모든 지상 이동 유도관리 표시및 등화의 관찰 (v) 형식 한정을 위한 SIC(second in Command) 숙달 점검에는 활주를 포함하여야 하나, 기타 SIC 숙달 점검은 SIC에 할당된 좌석 위치에서부터 실제 범위까지의 활주만 포함하면 된다.			●	
(d) 엔진 점검, 이륙 허가 접수, 항공기 위치 확인 및 이륙을 위한 진입 전에 출발 활주로에 대한 FMS 입력(해당하는 경우)을 포함하는 이륙 전 절차	●	●	●	
II. 이륙				
이륙에는 아래 나열된 형식을 포함하여야 하며, 적절한 경우 하나 이상의 형식이 결합될 수 있다.				
(a) 정상(비행기가 사용중인 활주로 위치로 활주할 때 시작)			●	

Maneuvers/procedures	FFS			
	A	B	C 이상	FTD
(b) 계기(공항 고도 또는 상공 100ft의 고도에 도달하기 전에 시뮬레이션 된 계기 조건으로의 이륙)	●	●	●	
(c) 현재의 기상, 공항 및 교통 조건에 따라 사용할 수 있는 경우 돌풍을 동반한 측풍 이륙			●	
(d) 동력장치 고장(임계 발동기의 시뮬레이션된 고장이 있는 상태의 이륙)	●	●	●	
(1) V_1 이후 및 V_2 지점에서 점검을 수행하는 사람의 판단은 우세한 조건하에 비행기 형식에 적절하다.	●	●	●	
(2) V_1 과 V_2 또는 V_1 과 V_R이 동일할 때 가능한 V_1에 가까운 지점에서 고장	●	●	●	
(3) 수송류가 아닌 비행기의 경우 적절한 속도에서 고장	●	●	●	
(e) 이륙 중단(항공기 특성, 활주로 길이, 표면 조건, 풍향 및 풍속, 브레이크 열 에너지 및 기타 안전 또는 비행기에 부정적인 영향을 미칠 수 있는 다른 적절한 요소를 고려하여 결정된 이상적인 속도에 도달한 후 정상 이륙 활주 중인 비행기에서 수행)	●	●	●	
III. 계기 절차				
(a) 터미널 출항 및 입항	●	●	●	
(1) 실제 또는 시뮬레이션된 ATC 허가(할당된 주파수 포함) 준수	●	●	●	
(2) 활용할 수 있는 항법 시설의 적절한 사용	●	●	●	
(3) 터미널 도착 또는 출발이거나, 둘 다 아닌 경우 관련 규정에 따라 생략될 수 있다.				
(b) 대기(진입, 유지 및 대기 패턴 이탈을 포함하며, 터미널 출발 또는 도착과 관련되어 수행 가능)	●	●	●	
(c) ILS 및 기타 계기 접근				
(1) 최소 하나의 정상 ILS 접근	●	●	●	
(2) 시뮬레이션된 하나 이상의 엔진 고장상태에서 최소 하나의 수동으로 조종되는 ILS 접근(최종 접근 경로를 시작하기 전에 고장이 발생하고 접지 또는 실패 접근 절차를 거칠 때까지 계속되어야 한다.)			●	
(3) 승인받은 최소 하나의 비정밀 접근 절차	●	●	●	
(4) (3)항 이외의 다른 형식을 사용하는 최소 하나의 비정밀 접근 절차	●	●	●	●
(5) 각 유형의 EFVS 운항에 대해 승인받은 경우, 최소 하나의 계기 접근은 EFVS를 사용하여 이뤄져야 한다.			●	
(6) 각 계기접근은 승인받은 절차 및 제한사항에 따라 수행되어야 하며, 초기접근지점 상공에서 시작되고 비행기가 활주로에 접지할 때 또는 실패접근형상으로 전환이 완료되었을 때 종료(접지구역 고도 상공 100ft 이하는 시뮬레이션 불필요)				
(d) 선회접근(최소 1,000ft (운고 및 시정) 이하의 선회에 대하여 승인을 받은 경우, 최소 하나의 선회접근은 다음 조건에 따라 이뤄져야 한다.)	●	●	●	
(1) 승인받은 최소 선회접근고도에서의 접근 부분은 시뮬레이션된 계기 조건에서 수행되어야 한다.	●	●	●	
(2) 접근은 승인된 최소 선회접근고도에서 이뤄져야 하고, 이어서 기수의 변경과 접근에 대해 시뮬레이션된 계기 부분의 최종접근경로에서 최소 90°로 활주로에 정상 착륙을 허용하는 비행경로를 유지하기 위해(시각 참조에 의해) 필요한 기동을 하여야 한다.	●	●	●	

Maneuvers/procedures	FFS			
	A	B	C 이상	FTD
(3) 선회 접근은 과도한 기동 없이 비행기의 정상 운항 한계를 초과하지 않고 수행되어야 하며, 경사각은 30°를 초과해서는 아니 된다.	●	●	●	
(4) 조종사의 통제를 벗어난 지역 조건상 기동을 금지하거나, 요구하는 바에 따라 수행할 수 없는 경우 관련 조항에 따라 생략될 수 있다. 그러나, 2회 연속으로 숙련도 점검 시에는 생략될 수 없으며, 교범상 SIC가 이 항에 따른 운항 중 선회접근 수행을 금지하는 경우 SIC에 대하여는 요구하지 않는다. (형식한정을 위한 SIC 숙련도 점검 시에는 제외)				
(e) 실패 접근				
(1) 최소 하나의 ILS 접근으로부터의 실패 접근	●	●	●	
(2) 형식 한정을 위한 SIC 숙련도 점검 및 모든 PIC 숙련도 점검을 위한 최소 하나의 추가적인 실패 접근	●	●	●	
(3) 완전히 승인된 실패 접근 절차는 최소 한 번을 수행되어야 하며, 점검을 수행하는 사람의 재량으로 시뮬레이션된 엔진고장이 실패접근 중에 요구될 수 있다. 이러한 기동은 관련 규정에 따라 독립적으로 또는 요구되는 다른 기동과 결합하여 수행될 수 있으며, 최소 하나의 실패 접근이 비행 중 수행되어야 한다.				
IV. 비행 중 기동				
(a) 급격한 선회(형식 한정에 대한 SIC 숙련도 점검 및 모든 PIC 숙련도 점검의 경우, 양방향에서 최소 하나의 급선회가 수행되어야 하며, 최소 180°에서 360° 이하의 기수 변화와 45°의 경사각으로 수행)	●	●	●	
(b) 실속 방지(승인된 회복 절차는 임박한 실속(버펫, 스틱 쉐이커, 음성 경고)의 최초 징후에서 시작되어야 한다.	●	●	●	
(1) 이륙 형상(Except where the airplane uses only a zero-flap takeoff configuration)	●	●	●	
(2) Clean configuration	●	●	●	
(3) 착륙 형상	●	●	●	
(4) 점검을 수행하는 사람의 재량으로 하나의 실속방지 회복이 위의 형상 중 하나에서 15°와 30° 사이의 경사각으로 선회 중에 수행되어야 하며, 이 항에 의해 요구되는 3개의 실속방지 회복 중 두 개는 생략될 수 있다.				
(5) 실속경고장치가 고장난 경우, 기동 중 이 장치는 사용될 수 없다.				
(c) 비행 특성(항공기 형식 고유의 비행 특성으로부터의 회복)	●	●	●	
(d) 엔진 고장(시뮬레이션된 엔진 고장 상태에서의 기동 중 점검을 수행하는 사람이 언제라도 시뮬레이션된 엔진 고장을 요구할 수 있다.)	●	●	●	
V. 착륙 및 착륙을 위한 접근				
기동의 조합 및 생략과 FFS의 사용에 대한 허가에도 불구하고, 최소 두 번의 실제 착륙(한 번의 Full Stop)이 모든 PIC 숙련도 점검 및 초도 SIC 숙련도 점검, 형식 한정에 대한 모든 SIC 숙련도 점검에 대하여 이뤄져야 한다.				
착륙과 착륙을 위한 접근은 아래에 나열된 형식을 포함하여야 하지만, 적절한 경우 하나 이상의 형식이 조합될 수 있다.				
(a) 정상 착륙		●	●	
(b) 조종사의 통제를 벗어나는 환경이 실제 착륙을 못 하게 하는 경우를 제외한 ILS 계기 접근으로부터의 연속되는 착륙, 점검을 수행하는 사람은 자신의 판단하에 완전히 정지하는 착륙이 이뤄질 수 있는 지점으로의 접근을 수락할 수 있다.		●	●	

Maneuvers/procedures	FFS			
	A	B	C 이상	FTD
(c)(1) 현재의 기상, 공항 및 교통 조건에 따라 실행 가능한 경우, 측풍 착륙		●	●	
(c)(2) 현재의 기상, 공항 및 교통 조건에 따라 실행 가능한 경우 돌풍을 동반한 측풍착륙		●	●	
(d) 다음과 같이 시뮬레이션된 동력장치 고장난 상태에서의 착륙을 위한 기동				
(1) 3발 엔진 비행기의 경우, 약 두 개의 엔진 손실 시(중앙 및 한 개의 엔진) 승인된 절차로 착륙하기 위한 기동	●	●	●	
(2) 기타 다발엔진 비행기의 경우, 비행기 한 쪽의 시뮬레이션된 동력 손실로 사용할 수 있는 엔진 50%의 시뮬레이션된 고장 상태에서 착륙하기 위한 기동	●	●	●	
이 절의 (d)(1) 및 (2)의 요건에도 불구하고, SIC 숙련도 점검의 경우 형식 한정을 위한 SIC 숙련도 점검을 제외하고는 시뮬레이션된 동력 손실은 가장 치명적인 엔진만 해당될 수 있다. 또한 PIC는 요구되는 숙련도 점검 또는 이전 숙련도 점검 중 또는 점검원의 관찰하에 승인받은 FFS 훈련과정 중 해당 기동이 성공적으로 수행된 완료된 경우, 이 절의 (d)(1) 및 (2)에 의해 요구되는 기동이 생략될 수 있다.				
(e) (f)항에 주어진 바를 제외하고 최소 1,000ft (운고 및 시정) 이하의 선회에 대하여 승인받은 경우, 시뮬레이션된 선회접근 조건에 따른 착륙(비행기 조종사의 통제를 벗어나는 환경으로 착륙을 못 하는 경우, 점검을 수행하는 사람은 자신의 판단하에 완전하게 정지하여 착륙할 수 있는 지점으로의 접근을 수락할 수 있다.)	●	●	●	
(f) 활주로 상공 약 50ft 및 활주로 시단을 지나서 중단되는 정상 실패접근 절차를 포함하는 착륙 포기(이 기동은 계기, 선회 또는 실패접근 절차가 결합될 수 있으나, 계기 조건은 활주로 상공 100ft 이하를 시뮬레이션할 필요는 없다.)	●	●	●	
(g) 접이 및 롤아웃에 대한 EFVS 운항을 수행하도록 승인받은 경우, 최소 한 번의 착륙을 위한 계기 접근이 EFVS를 사용하여 이뤄져야 하며, 접지 및 롤아웃을 위한 접지구역 고도 상공 100ft부터 향상된 비행 시야의 사용을 포함한다.			●	
(h) 접지구역 고도 상공 100ft에 대해 EFVS 운항을 수행하도록 승인받은 경우, 최소 한 번의 착륙을 위한 계기 접근이 EFVS를 사용하여 이뤄져야 하며, 여기에는 접지구역 고도 상공 100ft에서 향상된 비행 시야에서 본래의 시야로의 전환이 포함된다.			●	
VI. 정상 및 비정상 절차				
점검을 수행하는 사람이 조종사(피수검자)가 비행기 형식에 적합한 시스템과 장비의 사용에 관한 실제 지식을 갖추었는지를 판단하는 데 필요한 만큼, 아래에 나열된 여러 시스템과 장비의 적절한 사용을 시연하여야 한다.				
(a) 방빙 및 제빙 계통	●	●	●	
(b) 자동조종 계통	●	●	●	
(c) 자동 또는 기타 접근 보조 계통	●	●	●	
(d) 실속 경고 장치, 실속 회피 장치 및 안정성 증대 장치	●	●	●	
(e) 공중 레이어 장치	●	●	●	
(f) 사용할 수 있는 기타 시스템, 장치 또는 보조 장치	●	●	●	
(g) 유압 및 전기 계통 고장 및 기능불량	●	●	●	●
(h) 착륙장치 및 플랩 계통 고장 또는 기능불량	●	●	●	●
(i) 항법 또는 통신 장비 고장	●	●	●	
VII. 비상 절차				

Maneuvers/procedures	FFS			
	A	B	C 이상	FTD
점검을 수행하는 사람이 조종사(피수검자)가 그러한 절차에 대한 적절한 지식과 수행할 능력을 갖추었는지를 판단하는 데 필요한 만큼 아래에 나열된 여러 비상 상황에 대한 적절한 비상 절차를 시연하여야 한다.				
(a) 비행 중 화재	●	●	●	
(b) 연기 통제	●	●	●	
(c) 급격한 감압	●	●	●	
(d) 비상 강하	●	●	●	
(e) 승인된 비행기 비행교범에 설명된 기타 비상 절차	●	●	●	