

도심형항공기 인증기준 안내서



국토교통부

Ministry of Land,
Infrastructure and Transport

공백의 용지가 출력됩니다
(용지에 아무것도 인쇄되지 않습니다)

도심형항공기 인증기준 안내서



국토교통부

Ministry of Land, Infrastructure and Transport

2023. 12

항 공 정 책 실
항 공 기 술 과

목 차

배 경

제1장 총 칙

제1조(목적)	3
제2조(적용)	3
제3조(용어정의)	3

제2장 도심형항공기 인증절차

제4조(감항분류)	4
제5조(설계특성)	4
제6조(인증절차)	4

제3장 도심형항공기 인증을 위한 적용기준

항공기 수준 요건	5
Subpart A 일반	8
Subpart B 비행	9
Subpart C 구조	13
Subpart D 설계 및 구성	20
Subpart E 동력장치	24
Subpart F 장비	27
Subpart G 비행승무원 인터페이스 및 기타 정보	29
Subpart H 전기 엔진	30
Subpart I 프로펠러	42
부록 A 감항성유지지침서(Part 23)	48
부록 A1 감항성유지지침서(전기 엔진)	50
부록 A2 감항성유지지침서(프로펠러)	51

공백의 용지가 출력됩니다
(용지에 아무것도 인쇄되지 않습니다)

도심형항공기 인증기준 안내서

배 경

도심항공교통(Urban Air Mobility, 이하 "UAM")은 도심 내 활용이 가능한 저소음, 친환경 동력 기반의 수직이착륙기(eVTOL: Electric Vertical Takeoff and Landing)를 이용하여 승객이나 화물 운송 등을 목적으로 타 교통수단과 연계되어 운용되는 새로운 항공교통체계이다. UAM은 도심 내 교통체증으로 인한 사회적 비용의 증가와 환경오염 등 다양한 문제를 해소할 수 있는 미래 운송 체계로 주목받고 있으며, 전 세계적으로도 상용화를 위한 다양한 기술과 정책이 개발되고 있다.

국토교통부는 2020년 6월에는 UAM 상용화를 목표로 하는 「한국형 도심항공교통(K-UAM) 로드맵」을 수립하였으며, 37개 기관이 참여하는 정책 협의체 「UAM Team Korea (UTK)」도 발족하였다. 2021년 9월에는 「한국형 도심항공교통(K-UAM) 운용개념서(ConOps) 1.0」를 발간하였으며, 2023년 10월 24일에는 「도심항공교통 활용 촉진 및 지원에 관한 법률(제19768호)」을 공포하였다.

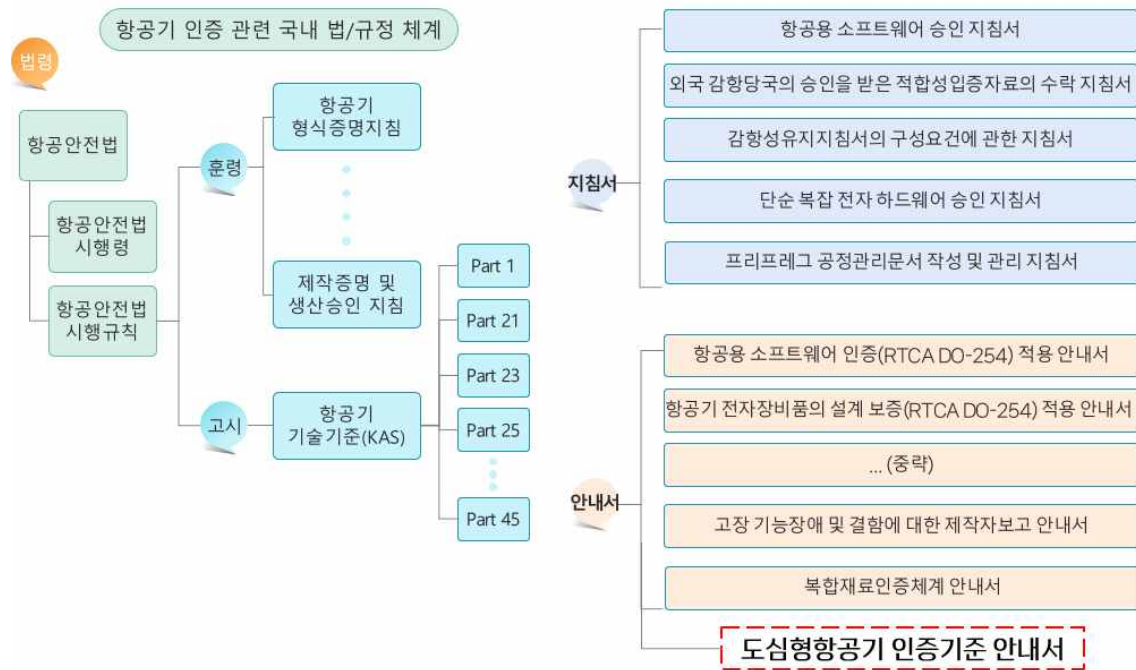
UAM에 사용되는 eVTOL 항공기는 주로 분산전기 추진시스템을 사용하며, 헬리콥터와 같이 수직으로 이착륙할 수 있고 Vectored Thrust, Lift and Cruise, Multicopter 등과 같은 다양한 비행방식을 가질 수 있다. 향후 새로운 항공기술의 적용과 높은 사회적 요구에 따라 항공기의 형상이 지속적으로 발전될 것으로 예상된다.

이러한 특수한 분류의 항공기는 Part 23, Part 27 등과 같은 항공기기술기준(Airworthiness Standards)이 제정되어 있지 않으므로, 제작사가 형식증명을 신청한 이후, 감항당국과 협의를 통하여 인증기준을 확정할 수 있으나 인증신청 전에 감항성 요건을 알 수 없으므로 항공기 설계 및 인증에 어려움이 따를 수 있다.

국토교통부는 UAM에 사용되는 새로운 항공기를 개발하고 이에 대한 형식증명 또는 형식증명승인을 받고자 하는 제작사에게 최소한의 감항성 요건을 제공하여 이를 사전에 검토하고 적용할 수 있도록 본 안내서를 작성하였다. 본 안내서는 현행 항공안전법, 같은 법 시행규칙, 항공기기술기준(국토부 고시), 항공기 형식증명 지침(국토부 훈령) 등을 기반으로 새로운 항공기가 형식증명 또는 형식증명승인 신청 시 적용할 수 있도록 만들어졌다. 다만, 국내에 기술기준이 없거나 부족한 부분은 외국의 안전기준을 참고하여 보완하였다.

본 문서는 국토교통부가 구성한 “UAM 인증기준 마련 협의체”의 전문분야별 구성원들이 적극적으로 참여하여 작성되었다. 앞으로 다양한 UAM 항공기의 형상에 대하여 그랜드 챌린지 등을 통해 확인된 실증 및 검증 결과, 국제적 조화(Harmonization) 등을 고려하여 지속적으로 보완할 예정이다.

[항공기 인증 관련 국내 법/규정 체계]



[항공기기술기준 (국토교통부 고시)]

구 분	내 용
Part 1	총 칙
Part 21	항공기등, 장비품 및 부품 인증절차
Part 22	활공기에 대한 기술기준
Part 23	소형비행기 기술기준
Part 25	운송용항공기 기술기준
Part 26	운송용항공기 감항성 유지와 안전성 향상기준
Part 27	회전익항공기(보통) 기술기준
Part 29	회전익항공기(수송) 기술기준
Part 30	비행선 기술기준
Part 33	항공기 엔진 기술기준
Part 34	항공기 엔진의 연료·배기가스 배출기준
Part 35	프로펠러 기술기준
Part 36	항공기 소음기준
Part 45	식별 표시
Part VLR	경회전익항공기 기술기준

제1장 총 칙

제1조(목적) ① 이 안내서는 도심항공교통(UAM)에 사용되는 새로운 항공기(이하, 도심형항공기)에 대하여 형식증명, 부가형식증명 또는 형식증명승인을 받고자 하거나 이를 준비하는 자에게 최소한의 감항성요건을 제공하여 관련 업무를 효율적으로 수행하고 항공안전을 도모하는데 목적이 있다.

제2조(적용) ① 이 안내서는 도심형항공기의 형식증명, 부가형식증명 및 형식증명승인 업무에 적용할 수 있다.

- ② 국토교통부장관은 도심형항공기의 감항분류를 항공기기술기준(KAS) Part 21.17(b)에 따른 “특수한 분류(Special Class)”로 지정하고, 제1항의 업무에 본 안내서를 적용할 수 있다.
- ③ 도심형항공기 인증을 하기 위하여 필요한 경우, 신청자(제작사)와 감항당국은 상호 협의를 통하여 이 안내서에 수록된 감항성요건 이외에 다른 감항성 요건을 추가하여 항공기의 인증기준을 수립할 수 있다.
- ④ 이 안내서는 현행 규정의 요구조건을 변경하지 않으며, 해당 요구조건과의 차이를 허용하지 않는다.

제3조(용어정의) 이 지침서에서 사용하는 용어의 정의는 다음 각호와 같다.

- 1. 도심항공교통(Urban Air Mobility, UAM) : 사람 또는 화물의 운송과 관련된 활동을 수행하기 위하여 개별적으로 또는 서로 유기적으로 연계되어 있는 도심형항공기, 버티포트 및 도심항공교통회랑 등의 이용·관리·운영체계를 말한다.
- 2. “도심형항공기”란 「항공안전법」 제2조제1호에 따른 항공기 또는 이에 준하는 기기 중 도심에서도 운항하기에 적합한 기기로서 국토교통부장관이 「국가통합교통체계효율화법」 제106조에 따른 국가교통위원회의 심의를 거쳐 고시한 것을 말한다.
- 3. 수직추력 이착륙기(Powered-lift) : 공기보다 무거운 항공기로서 수직이착륙이 가능하고 저속 비행 시에는 비행시간 동안 양력을 주로 엔진구동 양력장치 또는 엔진 추력에 의존하고, 수평비행시 양력을 회전하는 에어포일이 아닌(nonrotating airfoil, 회전익항공기) 장치에 의존하여 비행이 가능한 항공기를 의미한다.

제2장 도심형항공기 인증절차

제4조(감항 분류) ① 도심형항공기는 항공안전법 제2조(정의)에 따른 비행기, 헬리콥터 등의 기기 이외의 새로운 항공기로 감항분류를 KAS Part 21.17(b)의 특수한 분류(Special Class)로 분류할 수 있다.

제5조(설계특성) ① 도심형항공기는 친환경 전기동력 수직이착륙이 가능하도록 새로운 추진계통(예 : 전기엔진, 수소연료전지, 하이브리드 등), 새로운 비행방식 등이 적용된 항공기로서 지정된 회랑 또는 운용한계 내에서 승객 또는 화물 운송을 할 수 있다.

제6조(인증절차) ① 도심형항공기의 형식증명을 받으려는 자는 항공안전법 제20조(형식증명 등) 및 같은 법 하위규정에 따라 증명서를 받을 수 있다.

② 도심형항공기의 부가형식증명을 받으려는 자는 항공안전법 제20조(형식증명 등) 및 같은 법 하위규정에 따라 증명서를 받을 수 있다.

③ 도심형항공기의 형식증명승인을 받으려는 자는 항공안전법 제21조(형식증명승인) 및 같은 법 하위규정에 따라 증명서를 받을 수 있다.

④ 형식증명, 부가형식증명, 형식증명승인을 받으려는 자는 국토교통부 형식증명 지침 및 부가형식증명 지침을 따라야 한다.

⑤ 본 조의 제4항을 위한 적용기준 지정 시 본 안내서를 참조할 수 있다.

1. 현재, 도심형항공기에 대하여 기술기준을 제정한 국가 또는 감항당국은 없으며, 유럽연합항공안전청(EASA)의 특수기술기준 SC-VTOL과 미국 연방항공청(FAA)의 특정 Powered-lift에 대한 인증기준(Certification Basis)(안)만이 공포된 상황이다. 항공기기술기준이 발행되지 않은 이러한 일반적이지 않은 항공기들은 특수한 분류(Special Class) 항공기로 지정할 수 있다. 그리고, Part 23, 25, 27, 29, 33 및 35에 포함된 요건 중에서 감항당국이 해당 항공기의 형식설계에 적용할 수 있거나 안전기준으로서 동등 수준의 안전성(Equivalent level of safety)이 있다고 판단한 요건을 발체하여 인증기준(Certification Basis)을 수립할 수 있다.
2. 제3장의 감항성 요건은 현행 감항기준과 국외 eVTOL 항공기 인증기준 및 특수기술기준 중 적용 가능한 요건을 식별하여 마련하였다.
3. 신청자는 해당 항공기의 설계특성에 따라 제3장에서 안내한 감항성 요건의 적용성을 제안할 수 있다.

제3장 도심형항공기 인증을 위한 적용기준

항공기 수준 요건

K-UAM 23.1457 조종실 음성기록장치

- (a) 항공기 운항에 관한 법령에 따라 요구되는 조종실 음성기록장치는 승인받은 것이어야 하고, 다음 각호에 해당하는 사항을 기록할 수 있도록 장착하여야 한다.
- (1) 비행기 내에서 무선으로 송신 또는 수신되는 음성통신
 - (2) 조종실에서 이루어지는 비행 승무원들의 음성통신
 - (3) 비행 승무원들이 조종실에서 항공기의 인터폰 시스템을 이용한 음성통신
 - (4) 헤드셋이나 스피커를 통해 전달되는 항법 또는 접근 보조에 관한 음성 또는 오디오 신호
 - (5) 승객 스피커 시스템이 구비되어 있고 이 절의 (c)(4)(ii)의 요건에 따라 제4채널을 이용할 수 있는 경우 승객 스피커 시스템을 사용하는 비행승무원의 음성통신
 - (6) 데이터링크(datalink) 통신 장치가 장착된 경우 모든 데이터링크 통신 장치는 승인된 데이터 메시지 세트(message set)를 사용하여야 한다. 데이터링크 메시지는 사용 가능한 데이터로 신호를 변환하는 통신 장치에서 출력되는 신호로 기록되어야 한다.
- (b) 이 절의 (a)(2)에서 규정하는 기록 요건을 충족시키기 위하여 주조종사 및 부조종사 좌석에서 발생하는 음성통신과 조종실에 있는 다른 승무원의 음성통신을 기록하는데 가장 좋은 위치에 조종실용 지역 마이크를 설치하여야 한다. 이 항에서 규정하는 마이크는 비행 중에 조종실 내의 소음상태에서 녹음되고 재생 시에 기록된 통신의 명료도를 높일 수 있는 위치에 있어야 한다. 또한 필요한 경우 기록장치의 프리앰프와 필터를 조절하거나 추가하여야 한다. 기록장치의 반복된 청각적 또는 시각적 재생은 명료도를 평가하는 데 사용될 수 있다.
- (c) 조종실 음성기록장치는 다음 각 호의 음원으로부터 받은 이 절의 (a)에 규정한 통신 또는 오디오 신호가 분리된 채널에 기록되도록 장착하여야 한다.
- (1) 제1채널에는 주조종사 좌석에서 사용하는 붐, 마스크, 휴대용 마이크, 헤드셋 또는 스피커로부터의 음원
 - (2) 제2채널에는 부조종사 좌석에서 사용하는 붐, 마스크, 휴대용 마이크, 헤드셋 또는 스피커로부터의 음원
 - (3) 제3채널에는 조종실용 지역 마이크로부터의 음원
 - (4) 제4채널에는 다음으로부터 나오는 음원
 - (i) 세 번째와 네 번째 승무원 좌석에서 사용하는 붐, 마스크, 마이크, 헤드셋 또는 스피커로부터의 음원
 - (ii) 이 절의 (c)(4)(i)에서 규정하는 좌석이 요구되지 않거나 이 좌석의 신호가 다른 채널에서 기록되고, 승객 스피커 시스템의 신호가 다른 채널에서 기록되지 않는 경우 승객 스피커 시스템과 함께 사용되고 있는 조종실 마이크로부터의 음원
 - (5) 이 절의 (c)(1),(2) 및 (4)의 마이크에 수신되는 모든 소리는 가급적 인터폰/발신기 작동스위치의 위치와 관계없이 차단되지 않고 기록되어야 한다. 인터폰, 기내 방송시스템 또는 라디오 수신기가 사용되고 있을 때만 비행승무원의 측음(sidetone)이 발생하도록 설계하여야 한다.
- (d) 조종실 음성기록장치는 다음 각호의 요건에 따라 장착하여야 한다.

- (1) 전력에 관한 사항
 - (i) 필수 또는 비상용 부하에도 서비스에 문제가 없어야 하고 조종실 음성기록장치의 작동에 대하여 최고의 신뢰성을 제공하는 버스로부터 전력을 공급받아야 한다.
 - (ii) 조종실 음성기록장치는 항공기의 비상 운항을 방해하지 않으면서 가능한 한 오래도록 전력을 유지하여야 한다.
- (2) 충돌충격을 받은 후 10분 이내에 음성기록장치를 정지시키는 동시에 각 기록 소거 기능의 작동을 방지하는 자동장치를 갖추어야 한다.
- (3) 음성기록장치의 정상 작동 여부를 비행 전에 점검하기 위한 청각적 또는 시각적 수단을 갖추어야 한다.
- (4) 기록장치 외부에서 발생한 당일 전기적 고장으로 조종실 음성기록장치와 비행기록장치 모두가 작동불능이 되어서는 아니 된다.
- (5) 조종실 음성기록장치는 다음 각호와 같은 독립적인 전원을 갖추어야 한다.
 - (i) 전원은 조종실 음성기록장치와 조종실용 지역 마이크 모두를 작동하기 위하여 10 ± 1 분의 전력을 공급하여야 한다.
 - (ii) 전원은 최대한 조종실 음성기록장치와 가까운 곳에 위치하여야 한다.
 - (iii) 조종실 음성기록장치와 조종실용 지역 마이크는 정상적인 전원 차단이나 전력 버스로부터 전원이 공급되지 않는 것으로 인하여 조종실 음성기록장치로 공급되는 모든 다른 전력 공급이 중단되는 경우 자동으로 전환되어야 한다.
- (6) 조종실 음성기록장치와 비행기록장치를 모두 장착하여야 하는 경우 조종실 음성기록장치의 컨테이너는 비행기록장치와 분리되어야 한다. 조종실 음성기록장치 요건만을 만족하여야 하는 경우 조종실 음성기록장치와 비행기록장치가 통합된 장치를 장착할 수 있다.
- (e) 조종실 음성기록장치 컨테이너는 충돌 충격으로 인한 컨테이너의 파열 가능성과 연이어 발생하는 화재에 의한 열 손상을 최소화할 수 있는 위치에 장착하여야 한다.
 - (1) 이 절의 (e)(2)에 규정된 것을 제외하고, 조종실 음성기록장치 컨테이너는 가능한 기체 뒤쪽의 가장 먼 곳에 위치하여야 하며, 장착위치가 여압이 되지 않는 부분일 필요는 없다. 충돌 시 기록장치 컨테이너가 손상될 우려가 있는 후방 엔진 구조인 경우 후방에 장착하지 않아도 된다.
 - (2) 조종실 음성기록장치와 디지털 비행기록장치를 각각 1대씩 설치하는 대신 두 대의 디지털 비행기록장치와 조종실 음성기록장치를 통합한 장치를 설치하는 경우 조종실 음성기록장치 요건을 만족하기 위해 설치되는 통합장치는 조종 근처에 장착되어야 한다.
- (f) 조종실 음성기록장치에 대용량 소거장치가 구비되어 있는 경우 장비 설치시 충돌 충격을 받는 동안 소거장치가 의도하지 않게 작동되고 운영될 가능성을 최소화하도록 설계되어야 한다.
- (g) 조종실 음성기록장치 컨테이너는 다음 각호의 요건을 충족하여야 한다.
 - (1) 밝은 오렌지색 또는 밝은 노란색이어야 한다.
 - (2) 수중에서도 그 위치를 식별하기 쉽도록 외부 표면에 반사 테이프를 부착하여야 한다.
 - (3) 항공기 운항에 관한 규정에서 요구하는 경우 충돌 충격을 받는 동안 쉽게 분리되지 않는 방법으로 고정된 컨테이너 표면 또는 그 주변에 수중위치전파발신장치(Underwater Locating Device)를 구비하여야 한다.

K-UAM 23.1459 비행자료기록장치

- (a) 항공기 운항에 관한 규정에 따라 요구되는 비행기록장치는 다음 각호에 따라 장착되어야 한다.
 - (1) 항공기 수준의 요구조건과 K-UAM 23.2500에 명시된 기능을 충족하는 측정원으로부터 획득

- 독하는 대기속도, 고도 및 방향 자료가 제공되어야 한다.
- (2) 수직 가속도 센서는 견고하게 장착하고, 항공기의 승인된 무게중심 한계 이내 또는 항공기의 평균공력시위의 25%를 초과하지 않는 범위의 전후 거리의 종축에 위치하여야 한다.
- (3) 전력에 관한 요건
- (i) 필수 또는 비상용 부하에도 서비스에 문제가 없어야 하고 비행자료기록장치의 작동에 대하여 최고의 신뢰성을 제공하는 버스로부터 전력을 공급받아야 한다.
 - (ii) 비행자료기록장치는 항공기의 비상 운항을 방해하지 않으면서 가능한 한 오래도록 전력을 유지하여야 한다.
- (4) 비행 전에 기록장치의 저장매체에 데이터가 정상적으로 기록 여부를 점검하기 위한 청각적 또는 시각적 수단을 갖추어야 한다.
- (5) 엔진을 구동하는 전기 발전시스템으로부터 단독으로 전력을 공급받은 비행기록장치를 제외하고는 충돌 충격을 받은 후 10분 이내에 데이터 소거기능을 갖춘 기록장치를 정지시키는 동시에 데이터 소거기능이 작동하는 것을 방지하는 자동장치 갖추어야 한다.
- (6) 기록장치 외부에서 발생한 단일 전기적 고장으로 조종실 음성기록장치와 비행기록장치 모두가 작동불능이 되어서는 아니 된다.
- (7) 조종실 음성기록장치와 비행기록장치를 모두 장착하여야 하는 경우 조종실 음성기록장치의 컨테이너는 비행기록장치와 분리되어야 한다. 비행자료기록장치 요건만을 만족하여야 하는 경우 조종실 음성기록장치와 비행자료기록장치가 통합된 장치를 장착할 수 있다. K-UAM 23.1457(e)(2)에 적합한 조종실 음성기록장치로 통합된 장치가 장착된 경우 통합된 장치는 비행자료기록장치 요구조건에 적합한 것을 사용하여야 한다.
- (b) 사출되지 않는 기록장치 컨테이너는 충돌 충격으로 인한 컨테이너의 파열 가능성과 연이어 발생하는 화재로부터의 손상을 최소화할 수 있는 위치에 장착하여야 한다. 이 요건에 충족하기 위해 기록장치 컨테이너는 가능한 기체 뒤쪽의 가장 먼 곳에 위치하여야 하며, 여압실보다 후방에 둘 필요는 없다. 충돌 시 기록장치 컨테이너가 손상될 우려가 있는 후방 엔진 구조인 경우 후방에 장착하지 않아도 된다.
- (c) 대기속도, 고도 및 방위에 관한 비행기록장치 상의 수치와 정조종사용 계기에 보정계수를 고려하여 표시되는 수치 사이의 상관관계를 설정하여야 한다. 이 경우 상관관계는 항공기가 운용될 대기속도 범위, 제한 고도 범위 및 360도 방위를 포함되어야 하며, 상관관계는 지상에서의 상관관계를 설정할 수 있다.
- (d) 기록장치 컨테이너는 다음 각호의 요건을 충족하여야 한다.
- (1) 밝은 오렌지색 또는 밝은 노란색이어야 한다.
 - (2) 수중에서도 그 위치를 식별하기 쉽도록 외부 표면에 반사 테이프를 부착하여야 한다.
 - (3) 항공기 운항에 관한 규정에서 요구하는 경우 충돌 충격을 받는 동안 쉽게 분리되지 않는 방법으로 고정된 컨테이너 표면 또는 그 주변에 수중위치전파발신장치(Underwater Locating Device)를 구비하여야 한다.
- (e) 어떤 전용 변수가 기존의 요건을 대신하거나 추가되어 비행기록장치에 기록되어야 하는 경우 항공기의 새롭거나 특별한 설계 또는 운용 특성이 평가되어야 한다.

K-UAM SC.1529 감항성유지지침서

신청자는 감항당국이 수용할 수 있는 감항성유지지침서(ICA, Instruction for Continued Airworthiness)를 부록 A, A1 및 A2에 따라 준비하여야 한다. 항공기 인증을 통하여 엔진 및 프로펠러 승인을 받은 경우는 단일 항공기 ICA에 항공기, 엔진 및 프로펠러에 대한 감항성유지지침서

를 포함할 수 있다. 또는 신청자가 항공기, 엔진 및 프로펠러에 대한 개별 감항성유지지침서를 제공할 수도 있다.

최초 항공기 인도 또는 표준감항증명서 발급(둘 중 나중에 발생하는 시점) 전에 감항성유지지침서의 완료를 보장하는 계획이 있는 경우 형식증명 시 감항성유지지침서가 완료되지 않을 수 있다.

Subpart A 일반

K-UAM SC.2000 적용 및 정의

- (a) 이 적용기준은 도심항공교통(UAM)에 사용되는 수직추력 이착륙기(Powered-Lift)의 형식증명서 발행 또는 해당 형식증명 변경이나 형식증명승인서 발행을 위하여 참고할 수 있는 감항성요건을 안내한다.
- (b) 이 적용기준의 목적상 다음의 정의가 적용된다.
 - (1) 지속적인 안전한 비행 및 착륙(Continued safe flight and landing)은 항공기가 특별한 조종사 기량 또는 완력이 요구되지 아니하고 가능한 비상절차를 사용하여 지속적으로 통제 가능한 비행 및 착륙을 할 수 있다는 것을 말한다.
 - (2) 비행단계(Phases of flight)는 지상 운용, 이륙, 상승, 순항, 하강, 접근, 호버링 및 착륙을 의미한다.
 - (3) 양력원(Lift Source)은 추력 기반(Thrust-borne), 날개 기반(Wing-borne) 및 반추력 기반(Semi-Borne) 중 하나를 말한다. 추력 기반은 수직추력 이착륙기(Powered-Lift)가 수직으로 기동하는 시점으로 정의되며 양력은 주로 아래쪽으로 향하는 추력에서 발생한다. 날개 기반은 수직추력 이착륙기(Powered-Lift)가 수평으로 기동하는 시점으로 정의되며 양력은 주로 고정된 에어포일 표면에서 발생한다. 반추력 기반은 추력 전달과 날개 전달의 조합으로, 두 형태의 양력이 모두 적용된다.
 - (4) 동력/추력 손실(Loss of power/thrust)은 항공기가 지속적인 안전한 비행 및 착륙을 위하여 요구되는 동력 또는 추력을 더 이상 제공할 수 없는 상태를 말한다.
 - (5) 통제된 비상 착륙(Controlled emergency landing)은 조종사가 착륙 방향 및 지점을 선택할 수 있고, 항공기가 탑승자를 합리적으로 보호할 수 있는 것을 말한다. 착륙 시 항공기의 일부 손상은 허용될 수 있다.
 - (6) Normal Flight Envelop(정상 비행 포위선도)은 일반적인 운용과 규정된 조건 또는 규정된 조건에 관련된 비행 포위선도이다.
 - (7) Operation Flight Envelop(운용 비행 포위선도)은 경고의 발생과 관련된 비행 포위선도이다.
 - (8) Limit Flight Envelop(한계 비행 포위선도)은 항공기 설계한계 또는 보호한계와 관련된 비행 포위선도이다.

K-UAM 23.2010 수락가능한 적합성 입증방법

- (a) 신청자는 국토교통부장관이 인정한 산업표준을 포함하는 적합성 입증방법을 사용하여 이 기준에 적합함을 입증하여야 한다.
- (b) 적합성 입증방법의 수락을 요청하는 신청자는 국토교통부장관이 인정할 수 있는 서식과 방식으로 적합성 입증방법을 제출하여야 한다.

Subpart B 비행**K-UAM 23.2100 중량 및 무게중심**

- (a) 신청자는 항공기의 안전 운항을 위해 제공되는 중량 및 무게중심의 한계를 결정하여야 한다.
- (b) 신청자는 감항당국이 인정할 수 있는 허용오차를 적용한 항공기의 하중 조건 범위 내의 중량과 무게중심의 임계 조합에 대하여 이 절의 각 요구조건에 적합하여야 한다.
- (c) 공허중량 및 무게중심을 정할 때 항공기의 조건은 명확히 정의되고 쉽게 재연 될 수 있어야 한다.

K-UAM SC.2105 성능자료

- (a) 별도로 규정되지 않는 한, 항공기는 정채된 대기 및 표준 대기조건에서 **Subpart B**의 성능 요구조건을 충족해야 한다.
- (b) 별도로 규정되지 않는다면, 신청자는 다음 조건에 대해 **Subpart B**에서 요구하는 성능 데이터를 개발해야 한다.
 - (1) 해수면에서 10,000피트(3,048미터)까지의 공항 고도
 - (2) 온도가 성능에 부정적인 영향을 미칠 수 있는 경우 운용 제한범위 내에 있는 표준일 온도 이상 및 이하의 온도
- (c) 이륙 및 착륙 성능을 결정하는 데 사용되는 절차는 운용 중 발생할 것으로 예상되는 대기조건에서 평균 기량의 조종사가 일관적으로 수행할 수 있어야 한다.
- (d) (b)에 따라 결정된 성능 데이터는 대기조건, 냉각 요구, 장착 손실, 다운워시 고려사항 및 기타 동력 요구로 인한 손실을 고려해야 한다.
- (e) 지면효과와 내외에서 정지비행 고도한계는 중량, 고도 및 온도 범위에 걸쳐 결정되어야 한다.
- (f) 임계추력 손실이 극도로 가능성이 없는 것으로 입증되지 않았다면 임계추력 손실 이후 비행 영역 내의 모든 지점에서 지속적인 안전한 비행 및 착륙이 가능해야 한다.
- (g) 동력 또는 추력 손실의 위험을 완화하기 위해, 항공기는 활공 또는 자동회전 또는 이와 동등한 방법으로 동력 또는 추력 손실 이후 조종이 가능한 상태에서 비상착륙이 가능해야 한다.

※ **NOTE.** 위 조항은 신청자의 설계특성, 운용개념, 감항당국의 안전요건 등에 따라, 아래의 요건을 적용할 수 있다.

K-UAM SC.2105-1 성능자료

- (a) 별도로 규정되지 않는 한, 항공기는 다음의 각호의 조건에서 **Subpart B**의 성능 요구조건을 충족해야 한다.
 - (1) 해수면 기준의 정채된 대기 및 표준 대기조건. 그리고,
 - (2) 운용 비행영역 내의 주변 대기조건
- (b) 별도로 규정되지 않는다면, 신청자는 다음 조건에 대해 **Subpart B**에서 요구하는 성능 데이터를 개발해야 한다.
 - (1) 해수면에서부터 최대로 인증받은 이륙 및 착륙 고도까지의 착륙장 고도
 - (2) 온도가 성능에 부정적인 영향을 미칠 수 있는 경우 운용 제한범위 내에 있는 표준일 온도 이상 및 이하의 온도
- (c) 이륙 및 착륙 영역을 결정하는데 사용되는 절차는 운용 중 발생할 것으로 예상되는 대기조건에서 평균 기량의 조종사가 일관적으로 수행할 수 있어야 한다.

- (d) 이 절의 (b)에 따라 결정된 성능 데이터는 대기조건, 냉각 요구, 장착 손실, 다운워시 고려사항 및 기타 동력 요구로 인한 손실을 고려해야 한다.

K-UAM SC.2110 최소안전속도

신청자는 통제된 안전한 비행을 유지하기 위해, 적용 가능한 양력 및 비행 단계를 포함하여, 정상 운용 시 마주하는 각 비행 조건에 대한 항공기 최소 안전속도를 결정해야 한다. 최소 안전속도 결정은 각 비행 형상에 대한 가장 불리한 조건을 고려해야 한다.

※ NOTE. 위 조항은 신청자의 설계특성, 운용개념, 감항당국의 안전요건 등에 따라, 아래의 요건을 적용할 수 있다.

K-UAM SC.2110-1 비행포위선도

신청자는 운항에 사용되는 각각의 비행형상에 대해서 정상, 운용, 제한 비행포위선도를 결정하여야 한다. 이 비행포위선도들의 결정은 각 비행형상에 대해 가장 불리한 조건들을 고려하여야 한다.

K-UAM SC.2115 이륙성능

- (a) 신청자는 비행영역 및 장애물 안전 여유를 고려한 이륙 성능을 결정해야 한다.
 (b) 추력 손실이 극도로 가능성이 없다고 입증되지 않았다면, 신청자는 하나의 추력이 손실되었을 경우를 고려하여 이륙성능을 결정해야 한다.

K-UAM SC.2120 상승요건

- (a) 신청자는 비행교범에 기술된 절차를 사용하여 운용 한계 내에서 각 중량, 고도 및 주변 대기 온도에서 최소 상승성능을 입증해야 한다.
 (b) 추력의 손실이 극도로 가능성이 없다고 입증되지 않았다면, 신청자는 하나의 추력이 손실되었을 경우를 고려하여 최소 상승성능을 입증해야 한다.

K-UAM SC.2125 상승정보

- (a) 신청자는 비행교범에 기술된 절차를 사용하여 운용 한계 내에서 각 중량, 고도 및 주변 대기 온도에서 상승성능을 결정해야 한다.
 (b) 추력 손실이 극도로 가능성이 없다고 입증되지 않았다면, 신청자는 어떤 하나의 추력이 손실되었을 경우를 고려하여 상승성능을 결정해야 한다.

※ NOTE. 위 조항은 신청자의 설계특성, 운용개념, 감항당국의 안전요건 등에 따라, 아래의 요건을 적용할 수 있다.

K-UAM SC.2125-1 상승정보

- (a) 신청자는 (해당되는 경우) 상승 및/또는 하강 성능을 결정해야 한다.
 (1) 정상 비행 포위선도 안에서
 (2) 운용 포위선도 안에서
 (3) [예비]
 (b) 해당하는 경우 지면효과 내외의 항공기의 상승한계를 운용 가능한 비행포위선도 내에서 결정해야 한다.

K-UAM SC.2130 착륙

신청자는 표준 온도에 대해 운용한계 내의 가장 불리한 중량 및 고도 조합에 대해 다음을 결정해야 한다.

- (a) 해당 항공기에 적용되는 접근 경로를 가정하여, 착륙 성능
- (b) 평균적인 기량의 조종사가 공인된 착륙 성능 내에서 손상이나 부상을 일으키지 않고 일관되게 착륙할 수 있도록 하며, 최소 안전속도를 고려하여 이 감항기준의 복행조건으로 안전한 전환을 가능하게 하는 접근속도, 천이속도 및 착륙속도, 형상 및 절차

비행특성**K-UAM SC.2135 조종성**

- (a) 항공기는 다음 조건에 대해 운용범위 내에서 특별한 조종 기량, 과도한 주의력 또는 힘을 들이지 않고 조종 및 기동 가능해야 한다.
 - (1) 인증이 요구된 모든 적재 조건에서
 - (2) 해당하는 양력원을 사용하는 동안 비행의 모든 단계 동안
 - (3) 가능성이 있는 비행 제어 또는 추진시스템의 고장상태로
 - (4) 형상을 변경하는 동안
 - (5) 극도로 희박한 것으로 입증되지 않았다면, 모든 저하된 비행조종 시스템 작동 모드에서
 - (6) 추력 기반 부양(thrust borne) 운영 시, 모든 방위각의 0에서부터 항공기에 적합한 제한 풍속까지의 바람에서 안전하게 착륙할 수 있어야 한다.
- (b) 신청자는 한계 조종력 여유와 같은 중요한 조종 매개변수를 결정해야 하며, 해당하는 경우, 운영제한을 설정할 때 이러한 매개변수를 고려해야 한다.
- (c) 승인된 비행영역을 초과하지 않고 한 비행 조건에서 다른 비행 조건(형상 변경 및 양력원과 비행단계 변경)으로 원활하게 변경할 수 있어야 한다.

K-UAM SC.2140 트림

- (a) 항공기는 해당하는 양력원을 사용하여 정상 순항 비행하는 단계에서, 조종사 또는 비행 제어 시스템에 의해 주 비행 조종장치 또는 해당 트림 조종장치에 추가적인 힘을 가하거나 움직이지 않고 가로 및 방향 트림을 유지해야 한다.
- (b) 항공기는 다음 조건에서 조종사 또는 비행 제어 시스템에 의해 주 비행 조종장치 또는 해당 트림 조종장치에 추가적인 힘을 가하거나 움직이지 않고 세로 트림을 유지해야 한다.
 - (1) 상승
 - (2) 수평 비행
 - (3) 하강
 - (4) 접근
- (c) 잔여 조종력은 항공기의 정상 운용 및 다발 엔진 항공기에서 극히 가능성이 없는 것으로 입증되지 않은 추력 손실을 포함하여 비정상 또는 비상 운용 중에 조종사를 피로하게 하거나 주의를 산만하게 하지 않아야 한다. 트림 조종장치가 설치된 경우 조종력 구배에서 바람직하지 않은 불연속성을 발생시키지 않아야 한다.

K-UAM SC.2145 안정성

- (a) 국예비행에 대해서 인증되지 않은 항공기는 정상 운용 시 그리고 발생 가능한 비행조종 및

추진제어 시스템의 고장 이후에도 안정적인 특성을 보여야 한다.

- (b) 어떤 항공기도 비행 포위선 안에서 예외적인 조종 기술, 주의력 또는 힘이 필요하거나, 항공기와 탑승자를 위험에 빠뜨릴 수 있는 발산하는 안정성을 보이지 않아야 한다.

K-UAM SC.2150 최소 안전속도 비행특성, 최소 안전속도 경고 및 나선강하

- (a) 항공기는 직선 비행, 선회 비행 및 가속 선회 비행에서 조종 가능한 최소 안전속도 비행특성을 가져야 하며, 부주의하게 최저 안전속도 미만으로 감속하는 것을 방지하기 위해 충분한 여유를 제공하는 명확하고 분명한 최소 안전속도 경고가 있어야 한다.
- (b) 곡예비행 인증을 받지 않은 항공기는 임계추력 손실 후에 추력 비대칭으로 인해 통제된 비행으로부터 의도치 않게 이탈하는 경향이 없어야 한다.
- (c) 나선강하를 포함하는 곡예용으로 인증받은 항공기는 조종 가능한 실속 특성을 가져야 하고, 나선강하 시 6회전을 초과하지 않는 임의의 지점 또는 항공기 운용한계 이내의 인증을 받고자 하는 더 큰 회전수 지점에서, 첫 번째 조종 조작을 시작한 후 1.5 회전 이내에 회복하는 능력을 가져야 한다.
- (d) 나선강하를 포함하는 곡예비행에 대해 인증된 항공기의 나선강하 특성은 한계를 초과하지 않고 회복되어야 하며, 다음에서 회복 불가능한 나선강하를 초래하지 않아야 한다.
- (1) 통상 수준의 비행 제어 또는 엔진 동력 조절을 인가하는 경우
 - (2) 조종사의 방향감각 상실 또는 무력화로 인한 경우

K-UAM 23.2155 지상 및 수상 조종특성

지상 또는 수상 운항을 위한 항공기는 (해당하는 경우) 택시(taxi), 이륙 및 착륙 운항 동안 조종 가능한 세로 및 방향 조종성을 가져야 한다.

K-UAM 23.2160 진동, 버펠틱(buffeting) 및 고속 특성

- (a) VD/MD 속도까지의 운항 시, 진동 및 버펠틱은 항공기 조종을 방해하거나 비행 승무원에게 과도한 피로를 유발하지 않아야 한다. 한계 이내의 실속 경고 버펠틱은 허용된다.
- (b) [미적용]
- (c) [미적용]
- (d) [미적용]

K-UAM SC.2165 결빙 조건에서 비행하기 위한 성능 및 비행 특성 요건

- (a) 대기 결빙조건에서의 비행에 대한 인증을 요청하는 신청자는, 인증을 요청하는 결빙 조건에서 다음을 입증해야 한다.
- (1) 스핀에 해당되는 것과 다음의 속도를 초과하여 입증되어야 하는 것을 제외하고, **Subpart B**의 각 요건에 적합함.
 - (i) 250노트의 교정대기속도(CAS)
 - (ii) VMO/MMO 또는 VNE 또는
 - (iii) 기체에 착빙되지 않음을 신청자가 입증한 속도
 - (2) 결빙 상태 및 비결빙 상태에서의 비행 동안 조종사에게 최소 안전속도 경고를 제공하는 수단은 동일함.
- (b) 신청자는 인증이 요청되지 않은 결빙 조건을 탐지하는 수단을 제공해야 하고 이러한 결빙 조건을 회피하거나 벗어날 수 있는 항공기의 능력을 입증하여야 한다.

- (c) 신청자는 항공기가 운항을 위한 인증을 받지 못한 결빙 조건으로, 이륙 및 착륙을 포함한, 의도적인 비행을 금지하는 운용한계를 개발하여야 한다.

Subpart C 구조

K-UAM SC.2200 구조 설계 포위선도

신청자는 이 장의 요구조건에 적합함을 입증할 수 있는 항공기 설계의 한계와 범위 및 운용 파라미터를 설명하는 구조 설계 포위선도를 결정하여야 한다. 신청자는 다음을 포함하여 구조 하중, 강도, 내구성 및 공탄성에 영향을 미치는 모든 항공기 설계 및 운용 파라미터를 고려하여야 한다.

- (a) 신청자가 이 장 요구조건에 적합함을 입증하여야 하는 구조 설계 대기속도, 착륙 강하 속도 및 기타 대기속도 제한. 이 경우 구조 설계 대기속도는 다음의 사항을 만족하여야 한다.
- (1) 난류에서 조종력 상실에 대비하여 보호할 수 있는 항공기의 최소 안전속도보다 충분히 커야 한다.
 - (2) 현실적인 운항 제한 대기속도 수립을 위하여 충분한 여유를 제공하여야 한다.
- (b) 운영 이력에 나타난 것 이상의 설계 기동 하중배수가 구조 설계 포위선도 내에서 발생할 수 있다.
- (c) 다음의 사항이 고려된 중량, 무게중심 및 질량 관성모멘트를 포함하는 관성 특성
- (1) 항공기 공허중량에서 최대중량까지의 모든 중요 중량
 - (2) 탑승자, 유상하중 및 연료의 중량 및 분포
- (d) 조종면, 고양력장치 또는 기타 작동 가능한 면의 동작 범위 및 공차를 포함하는 항공기 조종계통의 특성
- (e) 최대 고도까지의 모든 중요고도
- (f) 엔진으로 구동되는 양력장치의 회전 속도 및 범위, 그리고 최대 후방 및 측면 비행속도

※ NOTE. 위 조항은 신청자의 설계특성, 운용개념, 감항당국의 안전요건 등에 따라, 아래의 요건을 적용할 수 있다.

K-UAM SC.2200-1 구조 설계 포위선도

신청자는 이 장의 요구조건에 적합함을 입증할 수 있는 비행기 설계의 한계와 범위 및 운용 파라미터를 설명하는 구조 설계 포위선도를 결정하여야 한다. 신청자는 다음을 포함하여 구조 하중, 강도, 내구성 및 공탄성에 영향을 미치는 모든 비행기 설계 및 운용 파라미터를 고려하여야 한다.

- (a) 신청자가 이 장 요구조건에 적합함을 입증하여야 하는 구조 설계 대기속도, 착륙 강하 속도 및 기타 대기속도 제한. 이 경우 구조 설계 대기속도는 다음의 사항을 만족하여야 한다.
- (1) 양력의 일부분이 날개에서 발생한다면, 난류에서 조종력 상실에 대비하여 보호할 수 있는 비행기의 실속 속도보다 충분히 커야 한다.
 - (2) 현실적인 운항 제한 대기속도 수립을 위하여 충분한 여유를 제공하여야 한다.
- (b) 운용 시 예상되는 하중조건
- (c) 운용 한계 내에서 적용 가능한 질량 및 무게중심 포위 선도에 걸친 질량 변화 및 분포;
- (d) 설계된 모든 제어입력에 대한 하중
- (e) 하중에 의한 변형으로 외부 또는 내부 하중 분포가 심각하게 변경되는 경우, 하중 재분배

K-UAM 23.2205 시스템과 구조의 상호작용

구조 성능을 변경하거나 이 장의 요구조건에 따른 영향을 경감하거나 이 장에 대한 적합성 입증 방법을 제공하는 시스템을 장착한 항공기의 경우, 신청자가 이 장의 요구조건에 대한 적합성을 입증할 때 해당 시스템의 영향 및 고장을 고려하여야 한다.

구조하중

K-UAM 23.2210 구조설계하중

(a) 신청자는 반드시 다음 사항을 수행하여야 한다.

(1) 비행, 지상 및 수상 운용, 지상 및 수상에서의 조작 및 항공기 주기 혹은 계류 시 발생할 수 있는 내·외부에서 가해지는 압력, 힘 또는 모멘트로부터 해당 구조설계하중을 결정하여야 한다.

(2) 구조 설계 포위선도의 경계 내에서 모든 중요한 파라미터들의 조합을 고려하여 이 절의 (a)(1)에서 요구하는 하중을 결정하여야 한다.

(b) 이 절에서 요구되는 해당 구조설계하중의 크기와 분포는 물리법칙에 기반하여야 한다.

K-UAM 23.2215 비행 하중 조건

신청자는 다음과 같은 비행 조건에서 초래되는 구조설계하중을 결정하여야 한다.

- (a) 돌풍의 크기와 변화율이 측정된 돌풍 통계에 기초한 대기돌풍
- (b) 대칭 및 비대칭 기동
- (c) 하나의 동력장치 고장으로 인한 비대칭 추력

※ NOTE. 위 조항은 신청자의 설계특성, 운용개념, 감항당국의 안전요건 등에 따라, 아래의 요건을 적용할 수 있다.

K-UAM SC.2215-1 비행 하중 조건

(a) 임계비행하중(Critical flight loads)은 기동 및 돌풍 포위선도 내에서 비행매개변수와 하중배수의 모든 조합을 통해 대칭 및 비대칭 하중으로 수립되어야 한다.

- (1) 운용한계 범위 내에서 압축성 영향이 중요하게 고려되는 각 고도
- (2) 설계최소질량에서 설계최대질량까지의 각 질량
- (3) 운용한계 내에서 각 고도 및 중량에 대해 실질적이지만 보수적인 하중 분포

(b) 진동 및 버퍼팅(buffeting)으로 인한 구조적 손상이 발생하지 않아야 한다.

- (1) 급강하 속도
- (2) 제한 비행 포위선도(limit flight envelope) 이내

(c) 항공기 시스템, 구성품, 또는 양력/추력 장치의 고장을 고려하여 비행하중을 결정되어야 한다.

K-UAM 23.2220 지상 및 수상 하중 조건

신청자는 정상 및 불리한 자세 및 형상으로 적용 가능한 표면에서 활주, 이륙, 착륙 및 지상 조작 시 야기되는 구조설계하중을 결정하여야 한다.

K-UAM SC.2225 구성품 하중 조건

신청자는 다음 각 호에 작용하는 구조설계하중을 결정하여야 한다.

(a) 각 엔진 지지대와 해당지지 구조물 모두는 다음에 따라 발생하는 하중을 견디도록 설계하여

아 한다.

- (1) 비행 돌풍 및 기동 하중이 조합된 동력장치 운용
- (2) 비왕복 동력장치의 경우 갑작스러운 동력장치 정지
- (b) 다음에 따라 발생하는 각각의 비행 조종면, 고양력 장치의 표면과 이와 관련된 시스템 및 지지 구조물
 - (1) 각각의 표면과 질량평형 부착물의 관성
 - (2) 비행 돌풍 및 기동
 - (3) 조종사 또는 자동화된 시스템의 입력
 - (4) 재밍(jamming) 및 마찰을 포함하는 시스템이 유발하는 조건
 - (5) 배풍(背風) 활주 및 적용 가능한 표면에서 발생하는 돌풍을 포함하여 해당 표면에서의 활주, 이륙 및 착륙 운용
- (c) 다음의 여압차이로 발생하는 여압실
 - (1) 돌풍 및 기동 하중이 조합된 0에서 최대 릴리프 압력까지의 범위
 - (2) 항공기가 객실이 여압이 되는 상태에서 착륙할 수 있는 경우 지상 및 수상 하중이 조합된 0에서 최대 릴리프 압력까지의 범위
 - (3) 모든 다른 하중을 제외하고 최대 릴리프 압력에 1.33을 곱한 값
- (d) 비행 및 지상 조건 뿐만 아니라 양력장치 회전속도에서 제한입력토크로부터 야기되는 하중을 고려하는 엔진 구동 양력장치 조립품

※ NOTE. 위 조항은 신청자의 설계특성, 운용개념, 감항당국의 안전요건 등에 따라, 아래의 요건을 적용할 수 있다.

K-UAM SC.2225-1 구성품 하중 조건

- (a) 신청자는 로터 조립체 및 관련 모든 구조적 구성품에 작용하는 하중을 다음의 요건에 따라 결정해야 한다
 - (1) 시스템 및 구조물의 상호작용;
 - (2) 구조 설계 하중;
 - (3) 비행 하중 조건;
 - (4) 지면 및 물 하중 조건
 - (5) 임의의 회전 속도에서 양력/추력 장치의 입력 토크 제한
- (b) [예비]

K-UAM 23.2230 제한 및 극한하중

신청자는 다음을 결정하여야 한다.

- (a) 다른 부분에서 별도로 명시하지 않는 경우 제한하중은 구조설계하중과 같다.
- (b) 다른 부분에서 별도로 명시하지 않는 경우 극한하중은 제한하중에 안전계수 1.5를 곱한 값과 같다.

※ NOTE. 위 조항은 신청자의 설계특성, 운용개념, 감항당국의 안전요건 등에 따라, 아래의 요건을 적용할 수 있다.

K-UAM SC.2230-1 제한 및 극한하중

- (a) Subpart C의 요건을 충족하기 위해 특별 또는 기타 안전계수가 요구되지 않는다면, 신청자는 다음을 결정해야 한다:

- (1) 구조설계하중과 동등한 제한하중
- (2) 별도의 규정이 없는 한, 제한하중에 안전계수 1.5를 곱한 것이 극한하중
- (b) 영구적으로 유해한 변형이 수락되는 경우, 일부 강도사양은 극한하중으로만 규정한다.

구조 성능

K-UAM 23.2235 구조 강도

구조는 다음 각 호의 하중을 견딜 수 있어야 한다.

- (a) 다음의 사항이 발생하지 않는 제한하중
 - (1) 항공기 안전 운용에 지장을 주는 간섭
 - (2) 유해한 영구 변형
- (b) 극한하중

K-UAM 23.2240 구조 내구성

- (a) 신청자는 심각하거나 치명적인 상해를 초래할 수 있는 예상 가능한 강도저하에 기인하거나 안전 여유가 감소된 상태로 연장된 기간 동안 운용함에 따른 구조적 파괴가 발생하는 것을 방지할 수 있도록 검사 또는 다른 절차를 개발하고 수행하여야 한다. 이 절에 따라 개발된 검사 또는 다른 절차들은 K-UAM SC.1529에서 요구하는 감항성유지지침서의 감항성 한계에 포함되어야 한다.
- (b) 이 절 (a)항의 적합성을 입증하기 위하여 개발된 절차는 손상이 구조적 파괴를 초래하기 전에 구조적 손상을 발견할 수 있어야 한다.
- (c) 여압이 되는 항공기의 경우 다음과 같다.
 - (1) 항공기는 문과 창문 파손으로 인한 갑작스러운 압력 강하를 포함하는 객실 압력의 급격한 강하 시 지속적으로 안전한 비행과 착륙을 할 수 있어야 한다.
 - (2) 최대 운영고도가 12,497m(41,000ft)를 초과하는 항공기의 경우 이 절의(a)의 적합성을 입증하기 위해 개발된 절차는 심각하거나 치명적인 상해를 초래할 수 있는 급격한 감압으로 인한 손상이 발생하기 전에 여압실 구조의 손상을 탐지할 수 있어야 한다.
- (d) 항공기는 봉쇄능력이 없는 엔진 또는 회전 기계장치의 고장으로 고에너지 파편이 발생하여 구조적 손상을 유발할 경우 이로 인한 항공기의 위험이 최소화되도록 설계되어야 한다.

※ NOTE. 위 조항은 신청자의 설계특성, 운용개념, 감항당국의 안전요건 등에 따라, 아래의 요건을 적용할 수 있다.

K-UAM SC.2240-1 구조 내구성

- (a) 신청자는 심각하거나 치명적인 상해를 초래할 수 있는 예상 가능한 강도저하에 기인하거나 안전 여유가 감소된 상태로 연장된 기간 동안 운용함에 따른 구조적 파괴가 발생하는 것을 방지할 수 있도록 검사 또는 다른 절차를 개발하고 수행하여야 한다. 이 절에 따라 개발된 검사 또는 다른 절차들은 K-UAM SC.1529에서 요구하는 감항성유지지침서의 감항성 한계에 포함되어야 한다.
- (b) 이 절의 (a)을 준수하기 위해 개발된 절차는 손상으로 인해 구조적 결함이 발생하기 전에 구조적 손상을 감지할 수 있어야 한다.
- (c) [예비]
- (d) 비행기는 봉쇄능력이 없는 양력/추력 장치 또는 회전 기계장치의 고장으로 고에너지 파편이

발생하여 구조적 손상을 유발할 경우 이로 인한 비행기의 위험이 최소화되도록 설계되어야 한다.

(e) 항공기는 운용 중 안전과 중요하게 직결되는 부품의 모니터링을 위한 규정을 수립해야 한다.

K-UAM 23.2245 공탄성

(a) 항공기는 다음 조건에서 플러터, 조종력 역전현상 및 발산이 없어야 한다.

- (1) 구조 설계 포위선도 이내 및 충분히 벗어난 모든 속도
- (2) 모든 형상 및 운항 조건
- (3) 치명적 자유도 고려
- (4) 치명적 고장 또는 오작동 고려

(b) 신청자는 플러터에 영향을 미치는 모든 수치에 대한 공차를 설정하여야 한다.

설계

K-UAM 23.2250 설계 및 제작 원칙

- (a) 신청자는 항공기의 예상되는 운용 조건에 맞게 각 부품, 물품 및 조립체를 설계하여야 한다.
- (b) 설계 자료는 부품, 물품 또는 조립체의 형상과 설계 특성 및 사용된 재료와 공정을 적절하게 정의되어야 한다.
- (c) 신청자는 운항 중 안전에 중요한 기능을 갖는 각 설계 세부사항과 부품의 적절성을 결정하여야 한다.
- (d) 조종 계통은 항공기가 예상되는 제한 공력하중에 노출되는 경우 재밍(jamming), 과도한 마찰 및 과도한 변형이 없어야 한다.
- (e) 문, 캐노피 및 탈출구가 비행 중 열리는 경우 위험을 초래하지 않는다고 입증한 경우를 제외하고는 비행 중 의도하지 않은 개방으로부터 보호되어야 한다.

※ NOTE. 위 조항은 신청자의 설계특성, 운용개념, 감항당국의 안전요건 등에 따라, 아래의 요건을 적용할 수 있다.

K-UAM SC.2250-1 설계 및 제작 원칙

- (a) 신청자는 비행기의 예상되는 운용 조건에 맞게 각 부품, 물품 및 조립체를 설계하여야 한다.
- (b) 설계 자료는 부품, 물품 또는 조립체의 형상과 설계 특성 및 사용된 재료와 공정을 적절하게 정의되어야 한다.
- (c) 신청자는 운항 중 안전에 중요한 기능을 갖는 각 설계 세부사항과 부품의 적절성을 결정하여야 한다.
- (d) 조종 계통은 비행기가 예상되는 제한 공력하중에 노출되는 경우 재밍(jamming), 과도한 마찰 및 과도한 변형이 없어야 한다.
- (e) 문, 캐노피 및 탈출구가 비행 중 열리는 경우 위험을 초래하지 않는다고 입증한 경우를 제외하고는 비행 중 의도하지 않은 개방으로부터 보호되어야 한다.
- (f) 항공기는 조류와 충돌한 후에도 다음의 요건을 수행할 수 있도록 설계되어야 한다.
 - (1) 항공기에 대한 지속적인 안전 비행 및 착륙

K-UAM 23.2255 구조 보호

- (a) 신청자는 패스너(fasteners)와 같이 작은 부품들을 포함하여 예상되는 운용 환경에서 발생할 수 있는 어떤 종류의 원인에 의한 강도 저하 또는 손실을 대비하여 항공기의 각 부품을 보호하여야 한다.
- (b) 항공기의 각 부품은 환기 및 배수를 위하여 적절한 대비가 되어 있어야 한다.
- (c) 정비, 예방 정비 또는 운항을 위한 준비가 필요한 각 부품에 대하여 신청자는 그와 같은 조치가 달성될 수 있도록 하는 수단을 항공기 설계에 반영하여야 한다.

K-UAM 23.2260 재료 및 공정

- (a) 신청자는 운항 중 예상되는 발생 가능한 환경 조건과 계속적인 안전한 비행과 착륙을 저해할 수 있는 고장의 효과를 고려하여 부품, 물품 및 조립체에 사용되는 재료의 적절성과 내구성을 결정하여야 한다.
- (b) 사용하는 제작, 조립 방법 및 공정은 지속적으로 정상적인 구조를 생산할 수 있어야 한다. 이 목적을 달성하기 위해 엄격한 관리가 필요한 제작 공정의 경우 신청자는 승인된 공정 규격 하에서 공정을 수행하여야 한다.
- (c) 이 절의 (f)과 (g)에 규정된 경우를 제외하고 신청자는 구조 요소의 중요도를 고려한 확률을 기반으로 재료의 강도를 보장하는 설계 값을 선정하여야 한다. 설계 값은 재료의 변동성에 따른 구조 파손 확률을 고려하여야 한다.
- (d) 재료 강도 물성치가 필요한 경우 해당 물성치의 결정은 통계적 기법에 따른 설계 값을 설정하기 위한 규격을 만족하는 재료에 대한 충분한 시험 결과를 기반으로 하여야 한다.
- (e) 정상 운용 조건에서 중요 구성품 또는 구조에 대한 열 영향성이 중대한 경우 신청자는 설계에 사용한 허용 가능한 응력에 대한 열 영향을 결정하여야 한다.
- (f) 일반적으로 보증된 최소값만이 허용되는 경우 각 품목의 시편 시험을 통해 해당 품목의 실제 강도 물성치가 설계에 사용한 강도와 동등 또는 그 이상임을 사용 전에 결정한 경우에는 이 절에서 규정한 최소값보다 더 큰 설계 값을 사용할 수 있다.
- (g) 신청자는 국토교통부장관이 승인한 경우 다른 재료의 설계 값을 사용할 수 있다.

K-UAM 23.2265 특별 안전계수

- (a) 신청자는 중요 설계 값이 불분명한 각 부품, 물품 및 조립체에 대하여 중요 설계 값에 대한 특별 안전계수를 결정하여야 한다. 각 부품, 물품 또는 조립체는 다음과 같다.
 - (1) 정상적인 교체 전에 운용 중 성능저하가 될 가능성이 있는 경우
 - (2) 제작 공정 또는 검사 방법의 불확실성으로 인하여 상당한 변동성을 가질 수 있는 경우
- (b) 신청자는 다음 사항을 고려한 품질 관리 및 사양을 사용하는 특별 안전계수를 결정하여야 한다.
 - (1) 적용 유형
 - (2) 검사 방법
 - (3) 구조 시험 요구조건
 - (4) 표본 추출 비율
 - (5) 공정 및 재료 관리
- (c) 신청자는 구조의 각 부품 설계에 제한하중 및 극한 하중, 또는 비상 조건 하중과 같이 해당 제한하중이 없는 경우는 극한하중에 대해 가장 적절한 특별 안전계수를 곱하여야 한다.

K-UAM 23.2270 비상 조건

- (a) 비상 착륙 중 손상된 경우에도 항공기는 다음의 상태에서 탈출을 방해할 수 있는 정도의 부상으로부터 각 탑승자를 보호하여야 한다.
- (1) 설계에 규정된 안전 장비와 특성의 적절한 사용
 - (2) 탑승자가 경험하는 비상 착륙 중 발생할 수 있는 극한 정적 관성하중
 - (3) 엔진 또는 보조동력장치(Auxiliary Power Unit, APU)를 포함하는 객실 내부 또는 후방에 위치한 탑승자에게 부상을 유발할 수 있는 중량 품목에 대한 비상 착륙 중 발생할 수 있는 극한 정적 관성하중
- (b) 이 절의 (a)(1)과 (a)(2)에 규정된 비상 착륙 조건들은 다음과 같아야 한다.
- (1) 비상 착륙에서 발생할 수 있는 동적 조건들을 포함하여야 한다.
 - (2) 인체 속박 장치 또는 항공기 내 물체와의 접촉을 고려하여 인체가 견딜 수 있는 수준으로 수립된 인체 부상 기준을 초과하는 하중을 탑승자에게 유발하지 않아야 한다.
- (c) 항공기는 비행, 지상 및 비상 착륙 조건에서 발생할 수 있는 것을 고려하여 모든 탑승자를 보호하여야 한다.
- (d) 각 탑승자 보호 시스템은 그것이 의도하는 기능을 수행하여야 하고 탑승자에게 2차 부상을 유발할 수 있는 원인이 될 수 있는 위험을 발생시키지 않아야 한다. 탑승자 보호 시스템은 탑승자의 탈출을 방해하지 않아야 하며 사용하지 않는 경우에는 항공기 운항을 방해하지 않아야 한다.
- (e) 각 수하물실 및 화물실은 다음과 같아야 한다.
- (1) 본 기술기준에 따라 결정된 비행 및 지상하중 조건들이 부합하는 최대하중배수에서 화물의 최대중량과 주요 하중분배에 대해 설계해야 한다.
 - (2) 해당 실의 내용물이 탑승자에게 충격을 주거나 이동함에 따라 위험요인이 될 수 있는 것을 방지하는 수단을 갖추어야 한다.
 - (3) 손상 또는 고장이 안전한 운항에 영향을 미칠 수 있는 제어장치, 전기배선, 배관, 장비 또는 부속품 등을 보호하여야 한다.

※ NOTE. 위 조항은 신청자의 설계특성, 운용개념, 감항당국의 안전요건 등에 따라, 아래의 요건을 적용할 수 있다.

K-UAM SC.2270-1 비상 조건

- (a) 비상 착륙 중 손상된 경우에도 비행기는 다음의 상태에서 탈출을 방해할 수 있는 정도의 부상으로부터 각 탑승자를 보호하여야 한다.
- (1) 설계에 규정된 안전 장비와 특성의 적절한 사용
 - (2) 탑승자가 경험하는 비상 착륙 중 발생할 수 있는 극한 정적 관성하중
 - (3) 엔진 또는 보조동력장치(Auxiliary Power Unit, APU)를 포함하는 객실 내부 또는 후방에 위치한 탑승자에게 부상을 유발할 수 있는 중량 품목에 대한 비상 착륙 중 발생할 수 있는 극한 정적 관성하중
- (b) 이 절의 (a)(1)과 (a)(2)에 규정된 비상 착륙 조건들은 다음과 같아야 한다.
- (1) 비상 착륙에서 발생할 수 있는 동적 조건들을 포함하여야 한다.
 - (2) 인체 속박 장치 또는 비행기 내 물체와의 접촉을 고려하여 인체가 견딜 수 있는 수준으로 수립된 인체 부상 기준을 초과하는 하중을 탑승자에게 유발하지 않아야 한다.
- (c) 비행기는 비행, 지상 및 비상 착륙 조건에서 발생할 수 있는 것을 고려하여 모든 탑승자를 보호하여야 한다.
- (d) 각 탑승자 보호 시스템은 그것이 의도하는 기능을 수행하여야 하고 탑승자에게 2차 부상을

유발할 수 있는 원인이 될 수 있는 위험을 발생시키지 않아야 한다. 탑승자 보호 시스템은 탑승자의 탈출을 방해하지 않아야 하며 사용하지 않는 경우에는 비행기 운항을 방해하지 않아야 한다.

(e) 각 수하물실 및 화물실은 다음과 같아야 한다.

- (1) 본 기술기준에 따라 결정된 비행 및 지상하중 조건들이 부합하는 최대하중배수에서 화물의 최대중량과 주요 하중분배에 대해 설계해야 한다.
- (2) 해당 실의 내용물이 탑승자에게 충격을 주거나 이동함에 따라 위험요인이 될 수 있는 것을 방지하는 수단을 갖추어야 한다.
- (3) 손상 또는 고장이 안전한 운항에 영향을 미칠 수 있는 제어장치, 전기배선, 배관, 장비 또는 부속품 등을 보호하여야 한다.
- (4) 화재가 계속해서 안전한 비행과 착륙을 방해하지 않아야 하며, 제어된 비상 착륙이 가능해야 한다.

Subpart D 설계 및 구성

K-UAM SC.2300 비행조종계통

(a) 신청자는 항공기의 비행조종계통을 다음과 같이 설계하여야 한다.

- (1) 각 기능들이 적절한 성능을 충분히 발휘할 수 있도록 쉽게, 부드럽게, 확실하게 작동되어야 한다.
- (2) 가능성 있는 위험으로부터 보호되어야 한다.

(b) 트림 계통을 장착하는 경우, 신청자는 다음과 같이 설계하여야 한다.

- (1) 의도하지 않았거나 부적절하거나 또는 급작스런 트림 작동을 방지하여야 한다.
- (2) 다음 항목을 표시하는 수단을 제공하여야 한다.
 - (i) 항공기 운동과 관련한 트림조작 움직임의 방향
 - (ii) 트림 범위에서의 트림 위치
 - (iii) 가로 및 방향 트림에 대한 중립 위치
 - (iv) 신청자가 요청한 모든 무게중심 범위 및 형상에 대한 이륙 범위

(c) 간접 비행제어시스템의 경우 (a)와 (b)에 다음을 추가하여야 한다.

- (1) 정상 및 비정상 시스템 운용 중 항공기의 취급 또는 운용 특성에 대한 중대한 변화 또는 저하를 비행 승무원에게 알리는 수단이 제공되어야 한다.
- (2) 제어력 상실, 구조적 손상 또는 임계 한계 초과에 대하여 항공기를 보호하는 기능의 다음과 같이 설계되어야 한다.
 - (i) 각 보호 기능의 시작 특성은 부드럽고 비행 단계 및 기동 유형에 적합해야 한다.
 - (ii) 비행 제어 입력, 비정상 대기 조건 및 동시에 발생하는 한계 상황을 포함한 기타 가능성 있는 조건들에 대한 항공기 반응 중 불리한 비행 특성이 없어야 한다.
 - (iii) 항공기는 승인된 비행 영역 및 예상 운용조건 내에서 극히 희박한 고장 후에도 안전한 비행과 착륙을 계속할 수 있어야 한다.

K-UAM 23.2305 착륙장치계통

(a) 착륙장치는 다음과 같이 설계되어야 한다.

- (1) 지상 운용 중 항공기에 안정적인 지지와 조종을 제공하여야 한다.

- (2) 예상되는 시스템 고장과 운용 환경(예상 한계 초과 및 비상 절차를 포함)을 고려하여야 한다.
- (b) 모든 항공기는 착륙을 고려한 충분한 운동 에너지를 흡수함으로써 항공기를 정지시킬 수 있는 신뢰할 수 있는 수단을 구비하여야 한다. 이륙 중단 능력을 증명하는 데 필요한 항공기는 이러한 추가적인 운동 에너지를 고려하여야 한다.
- (c) 착륙장치를 작동시키는 계통을 가진 항공기는 다음을 갖추어야 한다.
- (1) 착륙장치를 착륙 위치에 유지하는 확실한 수단
 - (2) 착륙장치가 전개되지 않은 상태가 위험요소가 될 경우 착륙장치를 착륙 위치로 전개할 수 있는 대체 수단

K-UAM 23.2310 수상기 및 수륙 양용기 부력

수상에서 운항하기 위한 비행기는 다음과 같이 설계되어야 한다.

- (a) 담수에서 비행기의 최대 중량을 지탱하기 위하여 요구되는 부력의 80%를 초과하는 부력을 제공하여야 한다.
- (b) 플로트 또는 선체가 침수되는 경우 전복되지 않고 잔잔한 물위에 떠 있을 수 있도록 충분한 여유를 가져야 한다.

※ NOTE. 위 조항은 신청자의 설계특성, 운용개념, 감항당국의 안전요건 등에 따라, 아래의 요건을 적용할 수 있다.

K-UAM SC.2310-1 부양설비

- (a) 수상에서 의도된 운용에 대한 인증이 요청되는 경우 항공기는 다음을 입증해야 한다.
 - (1) 담수에서 항공기의 최대 중량을 지탱하기 위하여 요구되는 부력의 80%를 초과하는 부력을 제공하여야 한다. 그리고
 - (2) 플로트 또는 선체가 침수되는 경우 항공기가 전복되지 않고 잔잔한 물위에 떠 있을 수 있도록 충분한 여유를 가져야 한다.
- (b) 비상 부양에 대한 인증이 요구된다면 항공기는 다음을 입증해야 한다.
 - (1) 승인된 비상부양설비를 갖추어야 한다.
 - (2) 비상부양설비의 부양장치와 적용가능한 물의 하중을 견딜수 있는 항공기 부착장치를 갖추고 있어야 한다. 그리고
 - (3) 신청자가 선택한 해상조건에서 의도한 부양자세가 유지됨을 보여야 한다.
- (c) 비상착수(ditching)에 대한 인증이 요청된 경우 항공기는 다음을 입증해야 한다.
 - (1) 수동방식에 의존하지 않는 승인된 비상부양설비를 갖추어야 한다.
 - (2) 적용가능한 수중 하중을 견뎌야 한다. 그리고
 - (3) 신청자가 선택한 해상조건에서 안전하게 물에 착수하고 의도한 부양자세가 유지됨을 보여야 한다.

탑승자 시스템 설계 보호

K-UAM 23.2315 탈출 수단 및 비상구

- (a) 이륙 또는 착륙을 위해 배치된 객실을 가진 항공기는 다음과 같이 설계되어야 한다.
- (1) 항공기의 비상착수를 포함하여 비상 착륙 후 발생할 수 있는 조건에서 항공기로부터 신속하고 안전한 탈출이 가능하여야 한다.

- (2) 내부와 외부에서 쉽게 찾아 개방할 수 있는 입구, 출구 또는 비상 출구를 갖추어야 한다. 열리는 방법은 간단하고 명확하여야 하며 항공기 안팎에 표시되어야 한다.
- (3) 비상 출구가 있는 경우 쉽게 접근 가능하여야 한다.
- (b) 곡예용으로 승인 받은 항공기는 비행 중 항공기에서 탈출할 수 있는 수단을 갖추어야 한다.

※ NOTE. 위 조항은 신청자의 설계특성, 운용개념, 감항당국의 안전요건 등에 따라, 아래의 요건을 적용할 수 있다.

K-UAM SC.2315-1 탈출 수단 및 비상구

- (a) 항공기는 다음과 같이 설계되어야 한다.
 - (1) 비상부양설비를 장착하여 수상에 착륙하는 경우를 포함하여 비상착륙 후 예상되는 상황에서 항공기로부터 신속하고 안전한 탈출이 가능하여야 한다.
 - (2) 항공기 내/외부에서 쉽게 접근할 수 있고 열 수 있는 탈출 수단(개폐장치, 출구 또는 비상 탈출구)이 있어야 한다. 이러한 탈출 수단은 간단하고 명확하게 열 수 있어야 한다. 비상 부양설비가 장착된 경우, 항공기의 의도된 부양자세에서의 탈출 수단은 수면보다 위에 위치하여야 한다. 추가적으로, 비상착수에 대한 인증이 요구되는 경우, 탈출 수단은 모든 안정적인 부양 자세에서도 사용할 수 있어야 한다.
 - (3) 비상탈출구가 있는 경우 쉽게 접근할 수 있어야 한다.
- (b) [예비]

K-UAM 23.2320 탑승자 물리적 환경

- (a) 신청자는 다음과 같이 비행기를 설계하여야 한다.
 - (1) 비행 승무원(Flight crew)과 탑승자 간의 명확한 의사소통이 허용되어야 한다.
 - (2) 프로펠러로부터 조종사와 비행 조종장치를 보호하여야 한다.
 - (3) 윈드실드, 창 및 캐노피 손상으로 인한 심각한 부상으로부터 탑승자를 보호하여야 한다.
- (b) 항공기는 2.2 lb (1.0 kg) 조류 충돌 이후에도 계속해서 안전한 비행 및 착륙이 가능해야 한다. 또한, 항공기 설계에는 조류 충돌 가능성을 줄이기 위한 조류 퇴치 장치가 포함되어야 한다.
- (c) 비행기는 각 탑승자에게 정상 운항 및 예상되는 고장 중에도 유해한 농도의 가스, 증기 및 매연이 없어야 하고 호흡 가능한 압력의 공기를 제공하여야 한다.
- (d) 여압 계통이 비행기에 장착된 경우 다음과 같은 경우에 대해서 보호하도록 설계되어야 한다.
 - (1) 안전하지 않은 수준까지 감압
 - (2) 과도한 차압
- (e) 산소 계통이 비행기에 장착된 경우 다음과 같이 설계되어야 한다.
 - (1) 산소 결핍의 영향을 방지하기 위해 각 사용자에게 산소를 효과적으로 공급하여야 한다.
 - (2) 산소계통 자체, 산소계통의 작동 방법 및 다른 구성 요소에 미치는 영향에 대한 위험이 없어야 한다.

※ NOTE. 위 조항은 신청자의 설계특성, 운용개념, 감항당국의 안전요건 등에 따라, 아래의 요건을 적용할 수 있다.

K-UAM SC.2320-1 탑승자 물리적 환경

- (a) 신청자는 다음과 같이 항공기를 설계하여야 한다.
 - (1) 비행 승무원(Flight crew)과 승객 간의 명확한 의사소통이 가능해야 한다.

- (2) 시스템 및 장비와 관련된 고에너지로 인한 위험으로부터 탑승자의 심각한 부상으로부터 보호해야 한다. 이때, 탑승자가 탑승하거나 내리는 동안도 포함한다.
- (3) 윈드실드, 창 및 캐노피 손상으로 인한 심각한 부상으로부터 탑승자를 보호하여야 한다.
- (b) [예비]
- (c) 항공기는 각 탑승자에게 정상 운항과 예상되는 고장 중에도 유해한 농도의 가스, 증기 및 매연이 없어야 하고 호흡하기 알맞은 압력으로 공기를 제공하여야 한다.
- (d) [예비]
- (e) 산소 계통이 항공기에 장착된 경우 다음과 같이 설계되어야 한다.
 - (1) 산소 결핍의 영향을 방지하기 위해 각 사용자에게 산소를 효과적으로 공급하여야 한다.
 - (2) 산소계통 자체, 산소계통의 작동 방법 및 다른 구성 요소에 미치는 영향에 대한 위험이 없어야 한다.

화재 및 고에너지 보호

K-UAM 23.2325 화재 예방

- (a) 다음 재료는 자기소화성(self-extinguishing)을 가지고 있어야 한다.
 - (1) 전기 배선과 전기 케이블의 절연체
 - (2) 비행 중에 접근할 수 없는 수하물 및 화물 격실의 재료
- (b) 다음 재료는 내염성(flame resistant)을 가지고 있어야 한다.
 - (1) 비행 중에 접근할 수 있는 각 격실의 재료
 - (2) 회로 과부하 또는 장애 발생 시 과열될 수 있는 전기 케이블 장착과 관련된 모든 장비
- (c) 동체에 열/음향 재료가 장착된 경우 화염 전파 위험이 없어야 한다.
- (d) 각 수하물과 화물실 내에 인접 물체에 점화시킬 수 있는 열원은 점화를 예방하도록 차폐하고 단열하여야 한다.
- (e) [예비]
- (f) 다음과 같이 객실의 화재를 진압하기 위한 수단이 있어야 한다.
 - (1) 조종사가 좌석에 앉아 있는 동안 화재 진압 수단에 쉽게 접근할 수 있어야 한다.
- (g) 유체 시스템 누출로 인하여 가연성 유체 또는 증기가 방출될 수 있는 각 영역은 다음과 같아야 한다.
 - (1) 해당 영역이 정의되어야 한다.
 - (2) 점화가 발생한 경우, 유체와 증기의 점화 가능성과 위대한 결과를 최소화하는 수단을 갖추어야 한다.
- (h) 연소기 히터 장착물은 통제되지 않은 화재로부터 보호되어야 한다.

※ NOTE. 위 조항은 신청자의 설계특성, 운용개념, 감항당국의 안전요건 등에 따라, 아래의 요건을 적용할 수 있다.

K-UAM SC.2325-1 화재 예방

- (a) 항공기는 다음과 같은 화재 발생의 위험을 최소화하도록 설계되어야 한다.
 - (1) 예상되는 열이나 에너지 방출 또는 예상되는 시스템 고장 또는 과열로 인해 발생할 것으로 예상하는 충분한 열을 발생시킬 수 있는 상황
 - (2) 가연성 유체, 가스 또는 증기의 발화
 - (3) 화재 전파 또는 화재 발생 시스템 특성(예: 산소 시스템)에 기인한 위험

- (4) 생존 가능한 비상착륙
- (b) 항공기는 다음에 따라 화재 전파의 위험을 최소화하도록 설계되어야 한다.
 - (1) 적절한 화재 또는 연기 인지 및 실질적인 소화 수단을 제공
 - (2) 해당 적용성, 위치 및 인증 수준에 적합한 자체 소화(self-extinguishing), 내염성(flame-resistant) 또는 불연성(fireproof) 재료의 적용; 또는
 - (3) K-UAM SC.2330-1을 충족하는 지정된 화재 구역을 명시하고 설계

K-UAM SC.2330 지정된 화재 구역과 인접영역에서의 화재 예방

- (a) 지정된 화재 구역 내부 또는 인접한 영역의 비행 제어, 엔진 마운트 및 기타 비행 구조물들은 화재의 영향을 견딜 수 있어야 한다.
- (b) 지정된 화재 구역 내의 엔진은 화재가 발생했을 때 비행기에 부착된 채로 있어야 한다.
- (c) 화재 구역 내에서 비상 절차 동안 사용되는 단자, 장비 및 전기 케이블은 화재 시에서도 의도된 기능을 수행해야 한다.

※ NOTE. 위 조항은 신청자의 설계특성, 운용개념, 감항당국의 안전요건 등에 따라, 아래의 요건을 적용할 수 있다.

K-UAM SC.2330-1 화재 예방

- (a) 지정된 화재 구역 내부 또는 인접한 영역의 비행 중요시스템, 양력/추력 장치(lift/thrust unit) 마운트 및 기타 비행 구조물들은 화재의 영향을 견딜 수 있어야 한다.
- (b) 지정된 화재 구역에서 화재 또는 기타 저장된 에너지 방출이 지속적인 안전 비행과 착륙을 방해하지 않아야 한다.
- (c) 비상 절차에 사용되는 단자, 장비 및 전기 케이블은 반드시 내화성(fire-resistant)이 있어야 한다.

K-UAM SC.2335 낙뢰 및 정전기 보호

- (a) 항공기는 낙뢰로 인한 치명적인 영향으로부터 보호되어야 한다.
- (b) 항공기는 누적된 정전기 전하로 인한 위험한 영향으로부터 보호되어야 한다.

Subpart E 동력장치

K-UAM SC.2400 동력장치 장착

- (a) 이 장의 목적을 위하여 항공기에 동력장치를 장착하는 경우 추진 안전에 영향을 미치는 추진에 필요한 각 구성 요소를 포함하거나 항공기에 보조 동력을 제공하여야 한다.
- (b) 각각의 항공기 엔진과 프로펠러는 형식증명을 받거나 본 감항요건 상의 Subpart H 및 I를 사용하여 항공기 형식증명을 받아야 한다.
- (c) 신청자는 다음 각 호의 사항을 고려하여 각 동력장치 장착을 구성하고 배열하여야 한다.
 - (1) 외부 물질의 위험을 포함한 가능한 운영 조건
 - (2) 움직이는 부품과 다른 항공기 부품 및 그 주변의 충분한 여유 공간
 - (3) 지상 요원의 위험을 포함하여 작동 중 위험 가능성
 - (4) 진동과 피로
- (d) 유체, 증기 또는 가스의 위험한 축적은 항공기 및 인원구역으로부터 격리되어야 하고, 안전하

게 봉쇄되거나 배출되어야 한다.

- (e) 동력장치 구성품은 구성품 제한사항 및 장착 지침을 준수하거나 위험을 초래하지 않음을 입증하여야 한다.

K-UAM SC.2405 출력 또는 추력 제어 시스템

- (a) 비행 중 사용을 목적으로 하는 모든 출력 또는 추력 제어 시스템, 역추력 시스템 또는 동력장치 제어 시스템은 시스템의 정상 작동 중 불안정한 상태가 발생하지 않도록 설계되어야 한다.
- (b) 출력 또는 추력 제어 시스템, 역추력 시스템 또는 동력장치 제어 시스템의 단일 고장 또는 예상되는 복합된 고장이 항공기의 지속적인 안전 비행과 착륙을 방해하여서는 아니 된다.
- (c) 출력 또는 추력 제어 시스템, 역추력 시스템 또는 동력장치 제어 시스템의 의도하지 않은 비행승무원의 작동을 방지하여야 하며 그러하지 아니한 경우 항공기의 지속적인 안전 비행과 착륙을 방해하여서는 아니 된다.
- (d) 자동 출력 또는 추력 제어 시스템의 고장이 극히 희박하지 아니한 경우 시스템은 다음과 같아야 한다.
- (1) 비행승무원을 위하여 시스템이 작동 상태인지 확인하는 수단을 제공하여야 한다.
 - (2) 비행승무원을 위하여 자동 기능을 무시할 수 있는 수단을 제공하여야 한다.
 - (3) 시스템이 의도하지 않은 비활성화를 방지하여야 한다.

K-UAM 23.2410 동력장치 장착 위해요인 평가

신청자는 동력장치 시스템, 구성품 또는 부속품의 고장 가능성으로 인한 위험이 다음 각 호와 같이 발생하지 않음을 입증하기 위하여 각 동력장치를 분리하여 평가하고, 또한 관련된 다른 항공기 시스템과 이의 장착을 평가하여야 한다.

- (a) 지속적인 안전 비행과 착륙 방해. 다만, 지속적인 안전 비행과 착륙이 보장될 수 없는 경우 그 위험이 최소화 되어야 한다.
- (b) 피할 수 있는 심각한 부상 유발
- (c) 남아 있는 동력장치 시스템의 지속적 작동을 위하여 승무원에 의한 즉각적인 조치 요구

K-UAM 23.2415 동력장치 결빙 방지

- (a) 흡입과 흡기 시스템을 포함한 항공기 설계는 동력장치 작동에 부정적 영향을 미칠 수 있는 얼음 또는 눈의 예측 가능한 누적을 방지하여야 한다.
- (b) 동력장치 장착 설계는 인증이 요구되는 결빙 조건에서 동력장치 작동에 부정적 영향을 미칠 수 있는 얼음 또는 눈의 누적을 방지하여야 한다.

K-UAM SC.2425 동력장치 작동 특성

- (a) 장착된 각 각의 동력 장치는 항공기 및 엔진의 운용한계 범위 내에서 정상 및 비상 작동 중 위험한 특성 없이 작동하여야 한다.
- (b) 설정된 운용범위 내에서 비행 중 동력장치의 정지와 재시작을 설계적으로 제공하여야 한다.

K-UAM SC.2430 에너지 시스템

- (a) 각 에너지 시스템은 다음과 같아야 한다.
- (1) 하나의 시스템에서 어떤 하나의 구성품 고장으로 인하여 다른 시스템의 에너지 저장 또는

및 공급의 손실이 발생하지 않도록, 다중 에너지 저장소와 공급 시스템 간 독립성을 제공할 수 있게 설계되고 배치되어야 한다.

- (2) 낙뢰에 노출 될 가능성이 있는 항공기에 대한 직접 및 간접적 영향을 고려하여 낙뢰로 인한 파국적인 문제를 방지하도록 설계되어야 한다.
- (3) 각각의 동력 장치 및 보조 동력 장치가 모든 예상되는 운항 조건에서 적절하게 기능하는 것을 보장하기 위하여 필요한 에너지를 공급하여야 한다.
- (4) 비행승무원에게 사용 가능한 총 에너지량을 결정할 수 있는 수단을 제공하고, 에너지 출력 변동을 고려하여, 시스템이 올바르게 작동할 때 해당 에너지를 중단없이 공급하여야 한다.
- (5) 시스템에 저장된 에너지를 항공기에서 안전하게 제거하거나 분리할 수 있는 수단을 제공하여야 한다.
- (6) 모든 가능한 운용조건에서 에너지를 유지하고 비상착륙 또는 생존 가능한 충격(충돌 착륙 시) 이후 탑승자의 위험을 최소화하도록 설계되어야 한다.
- (7) [예비]
- (b) 각 에너지 저장 시스템은 다음과 같아야 한다.
 - (1) 고장 없이 예상되는 작동 조건 하에서의 하중을 견뎌야 한다.
 - (2) 승객 구역으로부터 격리되고 의도하지 않은 온도 영향으로 인한 위험으로부터 보호되어야 한다.
 - (3) [예비]
 - (4) [예비]
- (c) 각 에너지 저장소 보충 또는 보급 시스템은 다음과 같아야 한다.
 - (1) 부적절한 보충 또는 보급을 방지하여야 한다.
 - (2) [예비]
 - (3) 보충 또는 보급 중 항공기 또는 사람에게 위험이 발생하지 않아야 한다.

K-UAM 23.2435 동력장치 흡기 및 배기 시스템

- (a) 각 동력 장치 또는 보조동력장치 및 부속품에 대한 공기 흡입 시스템은 다음과 같아야 한다.
 - (1) 예상되는 운항 조건 하에서 해당 동력 장치 또는 보조동력장치와 부속품에서 요구되는 공기를 공급하여야 한다.
 - (2) 화재 또는 역화 시 예상되는 위험을 방지하도록 설계되어야 한다.
 - (3) 외부 물질의 유입을 최소화하여야 한다.
 - (4) 주 흡입구의 막힘이 예상되는 경우 대체 흡입구를 제공하여야 한다.
- (b) 각 동력 장치 또는 보조동력장치에 대하여 배기열 교환기를 포함하는 배기 시스템은 다음과 같아야 한다.
 - (1) 잠재적 유해 물질을 안전하게 방출할 수 있는 수단을 제공하여야 한다.
 - (2) 열, 부식 또는 막힘에 따른 예상되는 위험을 방지하도록 설계하여야 한다.

K-UAM SC.2440 동력장치 화재 예방

운용 중 동력계통 화재 또는 과열이 발생할 경우, 항공기에 대한 위험을 격리하고 완화할 수 있는 수단이 있어야 한다.

Subpart F 장비**K-UAM 23.2500 항공기 수준 시스템 요구조건**

본 기술기준의 어떤 절에서 장비, 시스템의 특정부분 또는 시스템에 대한 요구조건을 부과하지 않는 경우 이 절은 일반적으로 장착된 장비 및 시스템에 적용한다.

- (a) 인증이 요구되는(주간 시계비행방식, 야간 시계비행방식), 계기비행방식에서 운항하는 경우 항공기가 안전하게 운항하기 위하여 요구되는 장비와 시스템은 다음과 같이 설계되고 장착되어야 한다.
 - (1) 항공기의 적용 가능한 안전성 수준을 만족하여야 한다.
 - (2) 항공기가 인증 받은 운용 및 환경 제한 전반에 걸쳐 의도한 기능을 수행하여야 한다.
- (b) 다른 시스템과 관련되어 별도로 고려된 (a)에 포함되지 않는 시스템 및 장비는 그 작동이 항공기 또는 탑승자에 대하여 악영향을 가지지 않도록 설계되고 장착되어야 한다.

K-UAM 23.2505 기능 및 장착

장착 시 장비의 각 품목은 의도한 기능을 수행하여야 한다.

K-UAM 23.2510 장비, 시스템 및 장착

이 감항성 기준의 다른 요구조건에서 고장이나 비정상 작동이 특별하게 다루어지지 않은 항공기 시스템이나 장비의 경우, 신청자는 고장 조건의 평균 확률과 심각도 간의 논리적이고 수용 가능한 반비례 관계가 다음과 같은 정도까지 되도록 각 시스템과 장비를 설계하고 장착하여야 한다.

- (a) 각 파국적(Catastrophic) 고장 조건이 극도로 희박함
- (b) 각 위험한(Hazardous) 고장 조건이 일어날 가능성이 극히 희박함
- (c) 각 중대한(Major) 고장 조건이 일어날 가능성이 희박함

※ NOTE. 위 조항은 신청자의 설계특성, 운용개념, 감항당국의 안전요건 등에 따라, 아래의 요건을 적용할 수 있다.

K-UAM SC.2510-1 장비, 시스템 및 장착

- (a) 장비 및 시스템은 각각을 별도로 고려하고, 다른 시스템과 관련하여 다음과 같이 설계하고 장착하여야 한다.
 - (1) 각 파국적(Catastrophic) 고장 조건이 극도로 희박하고, 단일 고장으로부터 발생하지 않아야 함
 - (2) 각 위험한(Hazardous) 고장 조건이 일어날 가능성이 극히 희박함
 - (3) 각 중대한(Major) 고장 조건이 일어날 가능성이 희박함
- (b) K-UAM 23.2500에 포함되지 않은 장비 및 시스템의 운용은 항공기가 인증된 운용 및 환경 제한사항 내에서 항공기나 탑승자에게 위험을 초래해서는 안 된다.
- (c) 위험한(Hazardous) 또는 파국적(Catastrophic) 결과를 초래할 수 있는 장비 및 시스템에 대한 운용 중 모니터링 조치를 마련해야 한다.

K-UAM SC.2515 전기 및 전자 시스템 낙뢰 방지

- (a) 항공기의 지속적인 안전한 비행과 착륙을 방해하는 기능을 수행하는 각 전기 또는 전자 시스템은 다음과 같이 설계되고 장착되어야 한다.
 - (1) 항공기 수준에서의 기능은 항공기가 낙뢰에 노출되는 동안 및 이후에 부정적인 영향을 받

지 않아야 한다.

- (2) 시스템의 복구가 시스템의 다른 작동 또는 기능 요구조건과 충돌하지 않는다면 시스템은 항공기가 낙뢰에 노출된 이후 적시에 해당 기능의 정상 작동을 복구한다.
- (b) 계기비행규칙(IFR)에 따라 운용하도록 승인된 항공기의 경우, 고장이 항공기의 능력 또는 비행승무원의 불리한 운용조건에 대응하는 능력을 현저히 감소시킬 수 있는 기능을 수행하는 각 전기 및 전자 시스템의 항공기가 낙뢰에 노출된 이후 시스템이 적시에 해당 기능의 정상 작동을 복구할 수 있도록 설계 및 장착되어야 한다.

K-UAM 23.2520 고강도전자기장 보호

- (a) 고장으로 항공기의 지속적인 안전 비행과 착륙을 방해할 수 있는 기능을 수행하는 각 전기 또는 전자시스템은 다음과 같이 설계되고 장착되어야 한다.
 - (1) 항공기 시스템 수준에서 해당 기능이 항공기가 고강도전자기장 보호(High-intensity Radiated Fields protection, 이하 “HIRF”라 한다) 환경에 노출되어 있는 동안 및 그 후에 부정적 영향을 받지 않음. 그리고
 - (2) 시스템의 복구가 시스템의 다른 운용 또는 기능 요구조건과 충돌하지 않는 한 항공기가 HIRF 환경에 노출된 후 시스템은 적절한 시기에 해당 기능의 정상 작동을 회복한다.
- (b) 계기비행방식(IFR) 운항에 대하여 승인된 항공기의 경우 기능을 수행하는 각 전기 및 전자 시스템의 고장이 불리한 운항 조건에 대응하는 조종사의 능력 또는 항공기의 성능을 현저하게 저하시킬 수 있는 경우 항공기가 HIRF 환경에 노출된 후 시스템은 적절한 시기에 해당 기능의 정상 작동을 회복하도록 설계되고 장착되어야 한다.

K-UAM 23.2525 시스템 발전, 저장 및 분배

시스템을 위한 전력 발전, 저장 및 분배는 다음과 같이 설계되고 장착되어야 한다.

- (a) 모든 의도된 운용조건 동안 연결된 부하에서의 작동을 위하여 요구되는 전력을 공급하여야 한다.
- (b) 어떤 하나의 전력 공급, 분배 시스템 또는 다른 활용시스템의 단일 고장 또는 기능불량으로 시스템이 지속적인 안전 비행 및 착륙에 요구되는 필수적인 부하 공급을 방해하지 않음을 보장하여야 한다.
- (c) 주 공급원에 고장이 발생한 경우 지속적인 안전 비행 및 착륙을 위해 요구되는 기능을 수행하기 위하여 필요한 시간동안 비연속적인 필수 부하를 포함하여 필수 부하를 공급하기 위한 충분한 능력이 있어야 한다.

K-UAM 23.2530 외부 및 조종실 조명

- (a) 신청자는 모든 조명을 비행승무원 임무의 성능에 대한 부정적인 영향이 최소화되도록 설계하고 장착하여야 한다.
- (b) 「항공안전법」 제54조 및 운항기술기준에서 요구한 경우 위치표시등 및 충돌방지등은 다른 항공기가 충돌을 피하기에 충분한 시간을 제공하는 강도, 깜빡임 속도, 색상, 사용범위 영역 및 다른 특성들이 있어야 한다.
- (c) 「항공안전법」 제54조 및 운항기술기준에서 요구한 경우 위치표시등은 허용하는 한 좌우 방향으로 멀리 떨어지게 간격을 띄우고 항공기의 왼쪽에는 적색등, 항공기의 오른쪽에는 녹색등을 포함하여야 하고, 항공기 후방부 또는 날개 끝에는 후방을 향하는 백색등을 포함시켜야 한다.

- (d) 활주 및 착륙등은 야간 운항에 충분한 빛을 제공하도록 설계되고 장착되어야 한다.
- (e) 수상 항공기 또는 수륙 양용 항공기의 경우 정박등은 맑은 대기 조건에서 볼 수 있는 흰색 빛을 제공하여야 한다.

K-UAM 23.2535 안전 장비

운항기술기준에 의해 요구되는 안전 및 생존 장비는 신뢰할 수 있고, 쉽게 접근가능하며, 쉽게 식별할 수 있고, 작동 방법을 식별하도록 명확하게 표시하여야 한다.

K-UAM SC.2540 결빙 조건에서의 비행

결빙 조건에서의 비행에 대한 인증을 요청하는 신청자는 인증을 받고자 하는 결빙 조건에서 다음을 입증해야 한다.

- (a) 안전 운항을 위해 결빙방지 시스템을 제공한다.
- (b) 항공기 설계는 자동 조종 장치가 작동 중일 때 최소 안전 속도 이하로 감속되는 것을 방지할 수 있어야 한다.

K-UAM 23.2545 가압된 계통 요소

가압된 계통은 적절한 보증압력과 폭발압력에 견딜 수 있어야 한다.

K-UAM 23.2550 고에너지 로터를 포함한 장비

고에너지 로터를 포함하는 장비는 탑승자 및 항공기를 파편으로부터 보호할 수 있도록 설계되거나 장착되어야 한다.

Subpart G 비행승무원 인터페이스 및 기타 정보

K-UAM SC.2600 비행승무원 인터페이스

- (a) 조종실, 조종실내 장비 그리고 조종사 시야를 포함한 조종실내 장비의 배열은 각 조종사가 모든 양력 발생원 및 비행단계에서 임무를 수행하고, 과도한 집중, 조종기술, 주의력 또는 피로 없이 해당 항공기의 운용범위 내에서 모든 기동을 수행할 수 있도록 하여야 한다.
- (b) 신청자는 자격을 갖춘 비행승무원이 과도한 집중, 기술, 경계심 없이 시스템 및 장비의 의도된 기능과 관련된 정의된 작업을 모니터링하고 수행할 수 있도록 필요에 따라 비행, 항법, 감시 및 동력장치 제어 및 디스플레이를 설치해야 합니다. 피로, 시스템 및 장비 설계는 추가적인 위험을 초래할 수 있는 승무원 오류를 최소화해야 한다.

K-UAM 23.2605 장착 및 운용

- (a) 비행승무원 인터페이스와 관련되어 장착된 장비의 각 품목은 가능한 경우 식별, 기능 또는 운용단계 또는 이러한 요소들의 조합에 대하여 표시되어야 한다.
- (b) 책임이 있는 승무원에게 경고, 주의 및 일반적인 지시 사항을 포함하여 항공기 운항에 요구되는 시스템 작동 파라미터를 제공하는 인식할 수 있는 수단이 있어야 한다.
- (c) 안전하지 않은 시스템 작동 상태에 관한 정보는 수정 조치를 취할 책임이 있는 승무원에게 적절한 시기에 제공되어야 한다. 정보는 예상되는 승무원의 실수를 피하기 위하여 충분히 정확하여야 한다.

K-UAM 23.2610 계기 표시, 제어기 표시 및 플래카드

- (a) 각 항공기는 운항에 필요한 플래카드 및 계기 표시를 알아보기 쉬운 방법으로 표시하여야 한다.
- (b) 설계는 주 비행조종 장치 이외의 각 조종실 제어장치의 기능을 명확하게 표시하여야 한다.
- (c) 신청자는 항공기의 비행교범에 계기 표시 및 플래카드 정보를 포함하여야 한다.

K-UAM SC.2615 비행, 항법 및 동력장치 계기

- (a) 장착된 시스템은 비행, 항법 및 동력장치에 대하여 파라미터를 설정하거나 모니터링 하는 비행승무원에게 각 양력 제공원 및 각 비행 단계에서 작업 수행에 필요한 정보를 제공하여야 한다. 이 정보는 다음과 같아야 한다.
 - (1) 승무원이 항공기를 운용하는데 필요한 파라미터 및 추이를 모니터링 할 수 있도록 제공되어야 한다.
 - (2) 의도된 운용조건에서 제한사항이 초과 될 수 없음이 보장되지 않는한, 제한사항을 포함하여야 한다.
- (b) 항공기를 운용하기 위한 비행 또는 동력장치 파라미터의 시현을 통합하거나 운항기술기준에서 요구되는 표시 시스템은 다음과 같아야 한다.
 - (1) 모든 정상 운용 모드에서 비행승무원이 필요로 하는 비행 또는 동력장치 파라미터의 주 (Primary) 시현을 방해하지 않음
 - (2) 다른 시스템과 결합하여 단일 고장 또는 예상되는 복합 고장이 발생한 후 지속적인 안전한 비행과 착륙을 위해 필수적인 정보를 비행승무원이 적절한 시기에 이용할 수 있도록 설계되고 장착되어야 한다.

K-UAM SC.2620 항공기 비행교범

신청자는 각 항공기와 함께 납품되어야 할 비행교범을 제공하여야 한다.

- (a) 비행교범에는 다음 정보가 포함되어야 한다.
 - (1) 항공기 운용 한계
 - (2) 항공기 운용 절차
 - (3) 성능 정보
 - (4) 적재 정보
 - (5) 설계, 작동 및 취급 특성으로 인하여 안전한 운용에 필요한 기타 정보
- (b) 이 절의 (a)(1) ~ (a)(4)에서 규정한 정보를 담고있는 비행교범의 각 부분들은 국토교통부 장관이 정하는 방식으로 국토교통부 장관의 승인을 받아야 한다.

Subpart H 전기 엔진**K-UAM 33.5 엔진 장착 및 운용 교범**

신청자는 형식증명 발급 전에 엔진 장착 및 운용 지침서 또는 교범을 준비하여 국토교통부장관에게 제출하여야 하고, 엔진 인도 시점에는 승인된 지침서 또는 교범을 구매자에게 제공하여야 한다. 지침서 또는 교범에는 최소한 다음 항목이 포함되어야 한다.

- (a) 장착 지침서
 - (1) 엔진 마운팅 체결부위의 위치, 항공기에 엔진을 체결하는 방법, 그리고 마운팅 체결장치와

관련 구조물의 최대 허용 하중

- (2) 보기류, 파이프, 와이어, 케이블, 덕트, 카울링 등을 엔진에 체결하는데 필요한 연결장치의 위치와 이에 대한 설명
 - (3) 엔진의 전체 치수가 기재된 외형 도면
 - (4) 항공기 및 항공기 장비와의 물리적 및 기능적 인터페이스, 적용 가능한 경우 프로펠러를 포함한 정의
 - (5) 엔진 시스템이 엔진 형식 설계의 일부가 아닌 구성품에 의존하는 경우, 엔진 형식증명을 기반으로 하여 해당 구성품에 대한 인터페이스 조건 및 신뢰성 요건을 엔진 장착 지침서에 직접 규정하거나 적절한 문서를 인용하도록 규정하여야 한다.
 - (6) 총괄적인 정밀도 한계 그리고 엔진 작동 제어에 사용되는 계기에 요구되는 과도 응답을 포함하여 해당 엔진의 제어에 필요한 계기 목록을 제시함으로써 장착된 계기의 적절성을 평가할 수 있어야 한다.
- (b) 운용 지침서
- (1) 국토교통부장관이 설정한 작동 제한사항
 - (2) 동력 또는 추력 정격과 비표준대기일 때의 보정절차
 - (3) 정상 및 극한 대기 조건하에서 다음과 같은 운용에 필요한 권고 절차
 - (i) 시동
 - (ii) 지상 작동
 - (iii) 비행중 작동
 - (4) 한 엔진 부작동(OEI) 정격 또는 하나 이상의 엔진을 갖는 회전익항공기 엔진의 경우, 신청자는 항공기 제작자가 항공기의 동력 보증 절차를 수립할 수 있도록 엔진의 성능 특성과 가변성에 관한 데이터를 제공하여야 한다.
 - (5) 프로펠러가 장착되는 경우, 이를 포함하여 엔진제어시스템 및 이에 대한 항공기 시스템 인터페이스의 1차 모드 및 모든 대체 모드, 그리고 백업시스템에 대한 설명을 이와 관련된 한계와 함께 제시하여야 한다.
- (c) 안전성 분석 가정. K-UAM 33.75(d)에서 설명된 사항에 대하여 엔진 제작사의 통제 밖에 있는 안전장치, 계기, 조기경보장치, 정비점검, 유사 장비 또는 절차에 대하여 신뢰성에 관한 안전성 분석의 가정 사항을 확인하여야 한다.

K-UAM 33.7 엔진 정격 및 운용 제한사항

- (a) 국토교통장관은 엔진 정격 및 운용 제한사항을 설정하고, 항공기기술기준 21.41에 따른 엔진 형식증명자료집에 기재하여야 한다. 형식증명자료집에는 다음의 작동 조건 및 관련 정보에 따른 정격과 제한사항, 그리고 엔진의 안전한 운용에 필요한 모든 정보를 포함하여야 한다.

K-UAM SC.2702 엔진 정격 및 운용 제한사항

다음은 기반으로 정격 및 운용 한계를 설정하고 형식증명자료집(TCDS)에 포함해야 한다.

- (a) 다음에 대한 축동력, 토크, 회전 속도 및 온도:
- (1) 정격이륙출력
 - (2) 정격최대연속출력
 - (3) 정격최대순간출력 및 정격최대순간출력 제한 시간
- (b) 듀티 사이클 및 해당 듀티 사이클의 정격. 듀티 사이클은 형식증명자료집에 기재되어야 한다.
- (c) 냉각 유체 등급 또는 사양

- (d) 전원 공급 장치 요구조건
- (e) 엔진의 안전한 운용에 필요한 기타 정격 또는 제한

K-UAM 33.8 엔진 출력 및 추력 정격 선정

- (a) 신청자는 인증을 신청할 엔진 출력 및 추력 정격을 선정하여야 한다.
- (b) 엔진의 정격은 동일한 형식의 모든 엔진이 그 정격을 결정하기 위한 조건하에서 예상되는 최소 출력 또는 추력으로 선정되어야 한다.

K-UAM 33.15 재료

엔진에 사용되는 재료의 적합성과 내구성은 다음의 요구조건을 충족하여야 한다.

- (a) 경험이나 시험에 근거하여 설정되어야 한다.
- (b) 설계 자료에 기재된 강도와 기타의 특성을 입증할 수 있는 공인된 규격(산업규격 또는 군 규격 등)에 합치하여야 한다.

K-UAM 33.17 화재방지

- (a) 엔진의 설계 및 구성, 그리고 이에 사용되는 재료는 정상 운용 및 고장 상태에서 화재의 발생과 확산 가능성을 최소화하고, 그 화재의 영향을 최소화할 수 있는 것이어야 한다. 또한, 터빈엔진의 설계 및 구성은 구조물의 파손이나 기타의 위험한 영향을 유발할 수 있는 내부 화재의 발생 가능성을 최소화할 수 있어야 한다.
- (b) 이 절의 (c)에 규정된 사항을 제외하고, 정상 작동 상태에서 내부에 가연성 유체가 차 있거나 이를 전달하는 외부라인, 피팅, 그리고 기타의 구성품은 국토교통부장관이 규정한 바와 같은 내화성 또는 불연성이 있어야 한다. 구성품은 누설된 가연성 유체가 발화되는 경우에도 안전하게 보호되는 위치에 장착하거나 차폐하여야 한다.
- (c) 엔진의 일부 부품으로서 엔진에 설치되는 가연성 유체 탱크, 이와 관련된 차단기구, 그리고 그 지지대는 불연성이 있거나 불연성 차폐재로 보호되어야 한다. 다만, 화재로 인한 손상이 가연성 유체의 누설이나 흘림을 유발하지 않는 경우에는 예외로 할 수 있다. 왕복엔진에 사용되는 용량 23.7ℓ 미만의 통합형 오일섬프의 경우에는 불연성이 있거나 불연성 차폐재로 둘러쌀 필요가 없다.
- (d) 엔진 구성품은 방화벽과 같은 역할을 하도록 다음과 같이 설계, 제작 및 장착되어야 한다.
 - (1) 불연성이 있어야 한다.
 - (2) 위험한 양의 공기, 유체, 또는 화염이 방화벽 주변을 흐르거나 통과하지 않도록 구성되어야 한다.
 - (3) 부식되지 않도록 보호되어야 한다.
- (e) 이 절의 (a)와 (b)의 요건에 추가하여 지정방화구역에 위치한 엔진제어시스템 구성품은 국토교통부장관이 규정한 바와 같은 내화성 또는 불연성이 있어야 한다.
- (f) 엔진 내부에 위험한 양의 가연성 유체가 의도하지 않게 축적됨을 배출 및 배기를 통해 반드시 방지하여야 한다.
- (g) 정전기 방전 또는 전기적 고장 전류(fault currents)에 취약하거나 이에 대한 잠재적인 근원(sources)이 되는 구성품, 모듈, 또는 장치품은 엔진 접지점에 적절하게 접지되도록 설계 및 구성되어야 한다. 이로써 가연성 유체 또는 증기가 존재할 수 있는 외부 영역에 발화 위험성을 최소화시켜야 한다.

K-UAM SC.2704 화재방지

고전압 전선연결시스템은 아크 결함으로부터 보호되어야 한다. 비-보호 전선연결을 분석하여 아크 결함이 엔진의 위험한 영향을 유발하지 않음을 입증하여야 한다.

K-UAM SC.2705 내구성

엔진 설계 및 구성은 정비 주기, 오버홀 주기 또는 해당 감항성유지지침서에서 기술된 의무적인 조치 사항 간 엔진의 불안정한 상태가 발생하는 것을 최소화해야 한다.

K-UAM 33.21 엔진 냉각

엔진의 설계와 구성은 항공기 운용이 예상되는 조건에서 필요한 냉각을 할 수 있도록 하여야 한다.

K-UAM SC.2706 엔진 냉각

K-UAM SC.2717에 명시된 바와 같이 안전성 분석을 충족하기 위한 냉각이 요구될 경우, 냉각 시스템 모니터링 기능 및 사용법을 엔진 장착 교범에 반드시 명시해야 한다.

K-UAM 33.23 엔진 마운팅 체결장치와 구조

- (a) 엔진 마운팅 체결장치와 관련 구조물에 대한 최대 허용한계 및 극한하중을 규정하여야 한다.
- (b) 엔진 마운팅 체결장치와 관련 구조물은 다음과 같은 하중에 견딜 수 있어야 한다.
 - (1) 영구 변형이 일어나지 않도록 규정된 한계하중
 - (2) 영구 변형이 생길 수 있지만, 파손을 일으키지 않도록 규정된 극한하중

K-UAM 33.25 보기류 체결장치

엔진은 보기류 구동장치 및 마운팅 체결장치에 하중이 걸린 상태에서 적절하게 작동하여야 한다. 엔진의 보기류 구동장치 및 마운팅 체결장치는 엔진 내부의 오염 또는 허용량 이상의 누설을 방지하기 위한 밀봉 기구를 구비하여야 한다. 외부의 구동 스플라인 또는 커플링에 엔진 오일에 의한 윤활이 필요한 구동장치 및 마운팅 체결장치는 허용량 이상의 오일 손실을 방지하고 구동장치 연결부를 감싸고 있는 챔버의 외부로부터 오염을 방지하기 위한 밀봉 기구를 구비하여야 한다. 엔진의 운용 중에 요구되는 각 보기장치의 검사, 조절, 또는 장탈이 가능하도록 엔진을 설계하여야 한다.

K-UAM SC.2709 과회전

- (a) 로터는 과회전으로 인해 K-UAM SC.2717(d)(2)에 정의된 것과 같이 위험한 영향을 초래하는 파괴, 로터 신장 또는 손상을 일으키지 않아야 한다. 이 항의 적합성 여부는 시험, 검증된 분석 또는 이들의 조합에 의해 입증되어야 한다. 적용 가능한 가정 로터 속도를 반드시 선언하고 검증되어야 한다.
- (b) 로터는 승인된 운용조건 이상 및 로터 과회전으로 이어지는 고장 조건 이상에서도 파괴되지 않도록 마진이 있는 충분한 강도를 반드시 가져야 한다. 파괴 마진은 시험, 검증된 분석 또는 이들의 조합에 의해 입증되어야 한다.
- (c) 엔진은 로터 구조적 무결성에 영향을 미칠 수 있는 로터 회전속도 제한값을 초과하지 않아야 한다.

K-UAM 33.28 엔진제어시스템

(b) 검증

- (1) 기능적 측면. 신청자는 엔진제어시스템이 다음과 같이 의도하는 기능을 수행할 수 있음을 시험, 분석 및 이들의 조합으로 다음과 같이 반드시 입증해야 한다.
 - (i) 선언된 비행영역선도에 따라 대기조건이 변화되는 상황에서 관련 제어 매개변수의 선정된 값을 유지하고 승인된 운용한계 내에서 엔진이 작동할 수 있어야 한다.
 - (iii) 엔진 운용조건에 대한 선언된 범위에서 적절한 민감도를 가지고 엔진 출력 또는 추력의 변동(modulation)을 허용할 수 있어야 한다.
 - (iv) 인정할 수 없는 수준의 출력 또는 추력 오실레이션(oscillations)을 유발하지 않아야 한다.

K-UAM SC.2710 엔진 제어 시스템

(a) 적용범위

본 요건은 엔진 형식설계의 일부이고, 엔진의 작동을 제어, 제한, 또는 모니터링하며, 해당 엔진의 감항성 유지를 위해 필요한 모든 시스템 또는 장치에 적용한다.

(b) 엔진 제어

엔진 제어 시스템은 엔진이 허용할 수 없는 작동 특성을 경험하지 않거나 오류 또는 고장으로 인해 한 제어 모드에서 다른 제어 모드로, 한 채널에서 다른 채널로, 또는 해당되는 경우 기본 시스템에서 백업시스템으로 변경하는 고장 조건을 포함한 작동 한계를 초과하지 않도록 해야 한다.

(c) 설계 보증

프로그램 가능한 논리 장치를 포함한 소프트웨어 및 복잡한 전자 하드웨어는 반드시 다음과 같아야 한다.

- (1) 장치가 위치한 시스템의 고장 또는 오작동과 관련된 위험에 상응하는 논리에 대한 보증 수준을 제공하는 구조화되고 체계적인 접근방식을 사용하여 개발 및 설계하여야 한다.
- (2) 국토교통부장관이 인정할 수 있는 검증 방법론에 의해 입증하여야 한다.

(d) 검증

제어 시스템의 모든 기능적 측면은 엔진 제어 시스템이 선언된 운용범위 전체에 걸쳐 승인된 기능을 수행함을 보여주기 위해 시험, 분석 또는 이들의 조합에 의해 반드시 입증되어야 한다.

(e) 환경 한계

내구성 입증, 검증된 분석 또는 이들의 조합으로 적절하게 입증할 수 없는 환경 한계는 **K-UAM SC.2727**의 시스템 및 구성품 시험을 통해 입증되어야 한다.

(f) 엔진 제어 시스템 고장

엔진 제어 시스템은 반드시 다음과 같아야 한다.

- (1) 가정된 항공기 장착에 따라, 적합한 최대 출력 제어 손실(LOPC, Loss of Power Control) 비율을 가져야 한다.
- (2) 전체 형상에서 해당 시스템은 국토교통부장관이 결정한 바와 같이 추력 및 동력 제어 상실 이벤트에 관련된 전기 또는 전자적인 고장에 대한 단일 고장을 견딜 수 있어야 한다.
- (3) 단일 고장은 엔진에 위험한 영향을 초래하지 않아야 한다.
- (4) 가정된 항공기 장착에 따라, 고장 또는 오작동으로 인하여 국지적 이벤트를 유발하지 않아야 한다.

(g) 시스템 안전성 평가

신청자는 시스템 안전성 평가를 반드시 수행해야 한다. 이 평가는 이러한 결함 또는 고장의 예측된 발생빈도와 함께 정상 운용에 영향을 미치는 결함 또는 고장을 반드시 식별해야 한다. 엔진 제

어 시스템 안전성 평가가 유효한지 확인하기 위해 가정된 항공기 장착을 반드시 고려해야 한다.

(h) 보호 시스템

엔진 계기, 운용 지침서 및 정비 지침서와 함께 엔진 제어장치 및 시스템의 설계 및 기능은 사용 중 엔진 작동 한계를 초과하지 않음을 보증하여야 한다.

(i) 항공기 제공 데이터

항공기 제공 데이터(항공기의 출력 명령 신호 제외) 또는 단일 엔진 내의 엔진 시스템 간에 또는 완전히 독립적인 엔진 시스템 간 공유되는 항공기 제공 데이터의 손실, 중단 또는 손상으로 이어지는 단일 고장은 반드시 다음과 같아야 한다.

- (1) 항공기에 장착된 엔진에 대해 K-UAM SC.2717(d)(2)에 정의된 엔진에 위험한 영향을 초래하지 않아야 한다.
- (2) 제어 시스템에 의해 확인되고 수용될 수 있어야 한다.

(j) 엔진 제어 시스템 전력

- (1) 엔진 제어 시스템은 제어 시스템 전원의 손실, 오작동 또는 중단으로 인해서 K-UAM SC.2717(d)(2)에 정의된 바와 같은 엔진에 위험한 영향, 허용할 수 없는 잘못된 데이터 전송 또는 제어 기능이 없는 상태에서 계속되는 엔진 운용이 발생하지 않도록 반드시 설계되어야 한다. 엔진 제어 시스템은 항공기 공급 전력이 선언된 한계 이내로 복귀하면 정상 운용을 재개할 수 있어야 한다.
- (2) 신청자는 과도 및 정상 상태 전압 제한 또는 전력을 포함하여 엔진 시동 및 운용을 위해 항공기에서 엔진 제어 시스템에 공급되는 모든 전력 또는 에너지 재생을 통해서 엔진에서 항공기로 공급되는 전력 그리고 엔진의 안전한 운용에 필요한 기타 특성을 엔진장착 지침서에 반드시 식별하고 선언해야 한다.

K-UAM 33.29 계기 연결장치

- (a) 항공기기술기준에 따라 요구되거나 엔진의 한계에 적합하게 엔진을 운용하는 데 필요한 동력 장치 계기의 각 연결 기구에는 그에 대응하는 계기를 식별하기 위한 표식을 하여야 한다. 단, 연결 오류를 방지할 수 있는 계기 구성 시 예외로 할 수 있다.
- (e) 신청자는 엔진의 운용한계에 적합한 작동을 보장하는 데 필요한 계기의 장착을 고려하여야 한다. 이를 위해 안전성 분석을 수행하거나 기타의 다른 요건에 대한 적합성을 입증하고자 하는 경우, 가정된 항공기 장착에 의무적으로 설치하지 않는 계기는 독립성을 갖도록 위치시켜야 한다. 이에 따라 신청자는 해당 엔진 장착 지침서에 이 계기를 규정하고, 이를 해당 엔진 승인 문서에 의무적인 것으로 선언하여야 한다.
- (g) 배선 및 신호처리장치를 포함한 센서는 계기 및 모니터링 기능으로부터 제어 기능까지 또는 이와 반대로 결함이 전파될 가능성이 해당 결함의 고장 영향과 부합함을 보장하기 위하여 필요한 범위까지 전기적 그리고 물리적으로 격리되어야 한다.

K-UAM SC.2711 계기 연결장치

- (a) 또한, K-UAM SC.2710(g) 및 K-UAM SC.2733(g)의 시스템 안전성 평가의 일환으로 신청자는 계기, 센서 또는 커넥터의 연결이 잘못될 가능성과 이에 따른 영향성을 반드시 평가해야 한다. 필요한 경우, 신청자는 시스템의 잘못된 구성을 방지하도록 설계상 예방 조치를 반드시 취해야 한다.
- (b) 신청자는 엔진 냉각 시스템의 기능을 비행조종사가 모니터링 할 수 있는 계기를 반드시 제공해야 한다. 단, 다음 사항을 입증하는 경우에는 예외로 한다.

- (1) 고장을 적정하게 경고하거나 고장을 예고할 수 있는 기존의 다른 계기를 제공한다.
- (2) 냉각 시스템의 고장을 탐지하기 전, 이로 인한 엔진의 위험한 영향을 초래하지 않는다.
- (3) 냉각 시스템의 고장 확률이 극히 희박하다.

K-UAM SC.2712 응력 해석

- (a) 기계적, 열적, 전자기적 응력 해석은 허용할 수 없는 작동 특성과 엔진에 위험한 영향을 방지하기 위한 충분한 설계 마진을 반드시 입증해야 한다.
- (b) 엔진의 최대 응력은 시험, 검증된 분석 또는 이들의 조합에 의해 결정되어야 하며, 최소 재료 특성을 반드시 초과하지 않아야 한다.

K-UAM SC.2713 중요 부품 및 수명제한 부품

- (a) 신청자는 안전성 분석 또는 국토교통부장관이 인정하는 절차에 의거하여 회전하거나 또는 움직이는 부품, 베어링, 샤프트, 정적 부품 및 예비구조가 없는 마운트 구성품이 모든 유지보수 기간 동안 중요하거나 수명 제한 부품에 대한 분류, 설계, 제작 및 관리 여부를 반드시 입증하여야 한다.
 - (1) 중요 부품은 K-UAM SC.2717(d)(2)에 정의된 바와 같이 엔진에 위험한 영향 발생 가능성이 있는 주 파손(primary failure)을 피하기 위해 규정된 건전성(integrity) 사양을 충족하는 부품을 의미한다.
 - (2) 수명제한 부품에는 로터 및 주요 구조 정적 부품이 포함될 수 있지만 이에 국한하지 않는다. 이 부품의 고장은 저주기피로(LCF) 메커니즘, 크리프 또는 기타 고장 모드와 결합된 모든 저주기피로 구동 메커니즘으로 인해 엔진에 위험한 영향이 발생 할 수 있다. 수명제한은 신청자가 엔진에서 부품을 제거해야 하기 전에 부품이 견딜 수 있는 최대 허용 비행 주기의 수를 지정하는 운용 한계이다.
- (b) 각 중요 부품 또는 수명제한 부품의 건전성 수립 시 신청자는 승인을 위해 K-UAM 33.70에 정의된 엔지니어링 계획, 제작 계획 및 유지보수 관리 계획 등 세 가지 계획을 국토교통부장관에게 반드시 제공해야 한다.

K-UAM SC.2714 윤활시스템

- (a) 윤활시스템은 엔진이 작동할 것으로 예상되는 모든 비행자세와 대기조건에서 예정된 정비 간격 사이에 적절하게 기능하도록 설계 및 구성되어야 한다.
- (b) 윤활시스템은 엔진 베어링과 윤활시스템 구성품의 오염을 방지하도록 설계되어야 한다.
- (c) 신청자는 이 항의 (a)와 (b)의 고유한 윤활 속성과 기능 능력을 시험, 검증된 분석 또는 이들의 조합을 통해 입증해야 한다.

K-UAM SC.2715 출력 응답

제어시스템을 포함한 엔진의 설계 및 구성은 다음과 같은 증가시킬 수 있어야 한다.

- (a) 해로운 엔진 영향 없이 최소 출력 설정에서 최대 정격 출력까지
- (b) 지상에서 얻을 수 있는 최소 출력에서 비행 중 항공기 운용에 안전하다고 판단된 시간 내 최대 정격 출력까지
- (c) 해로운 엔진 또는 항공기 영향이 없이 항공기 구조적 건전성 또는 항공기 공기역학적 특성을 초과하지 않도록 보장하도록 최소 토크에서 최대 정격 토크까지

K-UAM SC.2716 계속적인 회전

비행 중 엔진이 정지된 이후에 엔진 주 회전 시스템이 계속적인 회전하는 설계 허용 시, **K-UAM SC.2717(d)(2)**에 명시된 바와 같이 계속적인 회전으로 인하여 엔진에 위험한 영향이 발생하지 않아야 한다.

K-UAM 33.75 안전성 해석

(a)

- (1) 신청자는 제어시스템을 포함하여 엔진에 대한 분석을 수행하여 운용 중에 발생할 수 있는 고장을 합리적으로 예상하여 추정되는 결과를 평가하여야 한다. 이 분석은 다음 중에 해당되는 사항을 고려하여야 한다.
 - (i) 일반적인 장착에 관련되는 것으로 가정된 항공기 레벨의 장치 및 절차
 - (ii) 수반되는 2차 고장 및 잠재적인 고장
 - (iii) 이 항의 (d)에 언급되거나 이 절의 (g)(2)에 정의된 엔진에 위험한 영향을 초래하는 다중 고장
- (2) 신청자는 이 절의 (g)에 정의된 엔진에 중요한 영향 또는 엔진에 위험한 영향을 초래할 수 있는 고장을 요약하고, 그와 같은 영향에 대한 발생확률을 평가하여야 한다. 엔진에 위험한 영향을 초래할 것으로 판단되는 고장 엔진부품은 요약 내용에 명확하게 식별되도록 하여야 한다.
- (d) 엔진에 위험한 영향으로 진전되는 고장을 방지하기 위하여 안전시스템에 신뢰를 두는 경우, 기본적인 엔진 고장에 조합하여 안전시스템의 고장 확률을 분석하여야 한다. 이와 같은 안전시스템은 안전장치, 계기장치, 조기경보장치, 정비 점검, 그리고 기타의 유사한 장비 또는 절차를 포함한다. 안전시스템 품목이 엔진 제작자의 직접적인 관리하에 있지 않은 경우, 이와 같은 부품의 신뢰성에 관한 가정사항을 안전성 분석에 제시하고 이 장의 **K-UAM 33.5**에 의거한 장착 지침서에 식별하여 기재하여야 한다.
- (e) 안전성 분석을 다음 중에 하나 이상의 방법으로 수행하는 경우, 이를 식별하여 분석에 반영하고 적절한 방법으로 입증하여야 한다.
 - (1) 설정된 주기에 수행되는 정비작업. 여기에는 잠재적 고장이 발생할 수 있는 품목의 유지보수에 대한 확인을 포함한다. 엔진에 위험한 영향을 방지하기 위하여 필요한 경우, 이와 같은 정비작업 및 주기에 관한 사항을 이 장의 **K-UAM 33.4**에 의거하여 요구된 감항성 유지 지침서에 명시하여 발행하여야 한다. 또한, 제어시스템을 포함하여 엔진에 정비 오류로 인하여 엔진에 위험한 영향을 초래할 수 있는 경우, 이를 방지하는데 적절한 절차를 관련 엔진 교범에 포함하여야 한다.
 - (2) 예비 비행에서 안전성 또는 기타의 장치에 대한 충분한 기능 또는 기타의 설정된 주기에 관한 확인. 충분한 기능에 대한 세부사항을 해당 교범에 기재하여야 한다.
 - (3) 그 외 요구되지 않는 특정한 계기장치의 규정
 - (4) **K-UAM 33.5**에 의거 설정된 운용 지침서에 규정되는 비행승무원의 조치
- (g) 국토교통부장관의 승인을 받고 안전성 분석에 명시되지 않는 한, **Part 33**에 대한 적합성을 위하여 다음의 고장 정의를 엔진에 적용한다.
 - (2) 다음은 엔진에 위험한 영향으로 분류한다.
 - (i) 고에너지 파편의 비-내포화(non-containment)
 - (ii) 비행승무원 또는 승객의 무력시킬 정도의 기압 구성으로 인한 유독한 물질 농도의 축적
 - (iii) 비행승무원이 조작한 방향과 반대 방향으로 발생하는 상당한 추력

- (iv) 통제되지 않는 화재
- (v) 의도하지 않은 엔진 분리를 초래하는 엔진 마운트 시스템의 고장
- (vi) 해당되는 경우, 엔진에 의한 프로펠러 이탈
- (vii) 엔진 정지가 불가능한 상태

K-UAM SC.2717 안전성 해석

- (a) 신청자는 이 절의 (d)에 있는 고장 정의를 사용하여 K-UAM 33.75(a)(2)에 적합해야 한다.
- (b) 엘리먼트의 고장이 엔진에 위험한 영향을 초래할 것으로 예상되는 경우, 신청자는 K-UAM 33.15, K-UAM SC.2709, K-UAM SC.2713 또는 해당되는 경우 이들의 조합에 규정된 건전성 요건 중에 해당되는 요건을 적용하여 입증할 수 있다. 엘리먼트의 고장 및 관련 규정된 건전성 요건은 안전성 분석에 명시되어야 한다.
- (c) 신청자는 본 절의 (d)에 있는 고장 정의를 사용하여 K-UAM 33.75(d) 및 (e)에 적합해야 한다.
- (d) 적합성을 위하여 다음의 엔진 영향성의 정의를 적용한다. 단, 이와 다른 정의를 안전성 분석에 규정하고 국토교통부장관이 이를 승인한 경우에는 예외로 할 수 있다.
 - (1) 엔진에 경미한 영향은 K-UAM 33.28(b)(1)(i), (b)(1)(iii) 및 (b)(1)(iv)에 따른 엔진의 형식 설계 요건과 의도된 기능을 충족하며, K-UAM SC.2715, K-UAM SC.2725 및 K-UAM SC.2731과 같은 작동 요건에 적합하여야 한다.
 - (2) K-UAM 33.75(g)(2)의 엔진 영향은 엔진에 위험한 영향으로 분류되며, 다음 사항이 추가된다:
 - (i) 승무원, 승객, 비행승무원, 정비사 또는 기타 인원의 감전
 - (ii) 엔진이 온도 제한 내 작동에 필요한 냉각 시스템의 차단
 - (3) 기타 어떠한 엔진 영향은 중대한 엔진 효과로 분류된다.
- (e) 엔진 시스템 안전성 분석이 유효한지 확인하기 위해서 가정된 항공기 장착을 고려해야 한다.

K-UAM SC.2718 흡입

- (a) 외부물질, 조류, 얼음, 우박의 흡입은 K-UAM SC.2717(d)(2)에 정의된 엔진에 위험한 영향 또는 허용할 수 없는 출력 손실이 발생하지 않아야 한다.
- (b) 강우 흡입의 경우, 엔진 작동 범위 전체에서 엔진 정지, 출력 손실, 불규칙한 작동 또는 출력 변동과 같은 비정상적인 작동이 발생하지 않아야 한다.
- (c) 엔진 설계 시 흡입 후 허용할 수 없는 출력 손실 또는 엔진에 위험한 영향 방지를 위해 장착자가 공급할 수 있는 기능, 부착물 또는 시스템에 의존하는 경우, 그 기능, 부착물 또는 시스템은 엔진 장착 교범에 명시되어야 한다.
- (d) 검증되지 않은 흡입원은 엔진 장착 교범에 명시되어야 한다.

K-UAM SC.2719 액체 시스템

- (a) 엔진 구성품의 윤활 또는 냉각에 사용되는 각 액체 시스템은 엔진이 작동할 것으로 예상되는 모든 비행 자세 및 대기 조건에서 적절하게 작동하도록 설계 및 구성되어야 한다.
- (b) 엔진 구성품의 윤활 또는 냉각에 사용되는 액체 시스템이 자체적 포함되지 않을 경우, 해당 시스템에 대한 인터페이스는 엔진 장착 교범에 정의되어야 한다.
- (c) 신청자는 시험, 검증된 분석 또는 둘의 조합을 통해 현저한 가스 또는 액체 압력 하중을 받는 모든 정적 부품에 대하여 다음을 입증하여야 한다.
 - (1) 유지보수 한도를 초과하여 영구적인 왜곡 또는 마진이 있는 정상 및 최대 작동 압력을 받을 때 위험한 상태를 만들 수 있는 누출이 없어야 한다.

- (2) 마진이 있는 최대 압력 중 더 큰 압력을 받았을 때 파괴 또는 파열이 발생하지 않아야 한다.
- (d) (c)에 대한 적합성은 다음의 조건에서 입증하여야 한다.
- (1) 부품의 작동 온도;
 - (2) 압력 하중 외에 기타 현저한 정적 하중;
 - (3) 해당 부품 재료 및 제작공정 모두를 대표하는 최소의 물성치
 - (4) 최소 재료 및 최소 반지름과 같이 형식 설계에 의해 허용된 불리한 물리적 기하학적 조건
- (e) 승인된 냉각수 및 윤활유는 엔진 장착 교범에 목록화되어야 한다.

K-UAM SC.2720 진동 입증

- (a) 엔진은 진동으로 인해 정의된 초과 범위를 포함하여 엔진 부품에 과도한 응력을 유발하지 않고 항공기 구조물에 과도한 진동을 유발하지 않으며 로터 속도 및 엔진 동력의 정상 작동 범위 전체에 걸쳐 기능하도록 설계 및 구성되어야 한다.
- (b) 각 엔진 설계는 기계적 또는 공기역학적으로 발생된 가진의 영향을 받을 수 있는 구성품의 진동 특성이 선언된 비행영역선도 및 엔진 작동 범위 전체에서 인정 할수 있는 수준임을 설정하기 위한 진동 조사를 수행하여야 한다. 진동 조사에서 평가해야 하는 가진의 발생 원인은 기계적, 공기역학적, 음향적 또는 전자기적이다. 진동 조사는 시험, 검증된 분석 또는 이들의 조합으로 반드시 입증되어야 한다.

K-UAM SC.2721 과토크

일시적 최대 엔진 과토크에 대한 승인이 필요한 경우, 신청자는 유지보수 조치 없이 엔진 최대 과토크 조건에서 작동 후에도 엔진이 계속 작동할 수 있음을 시험, 검증된 분석 또는 이들의 조합을 통해 입증해야 한다. 이 장의 적합성을 입증하기 위해 수행된 과토크 시험 또는 과토크 시험과 함께 수행된 기타 시험의 결과에 따라 각 엔진 부품 또는 개별적인 그룹 구성품은 K-UAM SC.2729의 요건에 충족하여야 한다.

K-UAM SC.2722 교정 보증

각 엔진은 K-UAM SC.2723 및 K-UAM SC.2726에 명시된 내구성 및 내구성 입증 전후 출력 특성과 조건을 설정하기 위해 반드시 교정 시험을 수행해야 한다.

K-UAM SC.2723 내구성(Endurance) 입증

- (a) 신청자는 국토교통부장관이 인정할 수 있는 엔진의 내구성 입증 및 엔진의 성능 한계를 입증하여야 한다.
- (b) 내구성 입증은 정격성능 수준, 작동 한계 및 기타 조건 또는 엔진의 제한 기능을 확인하는데 필요한 출력 설정에서 엔진이 경험하는 극한의 물리적 조건을 생성하는 동안의 엔진 출력 설정, 에너지 재생 및 일시적 정지(dwelling)의 증감이 포함되어야 한다.

K-UAM SC.2724 온도 한계

엔진 설계는 온도 한계에 허용 마진을 더한 상태에서 작동할수 있음을 반드시 입증하여야 한다. 신청자는 각 정격 조건에서 마진을 정량화하고 이를 국토교통부장관에게 제시해야 한다. 온도 한계에 영향을 미치는 모든 선언된 듀티 사이클과 정격 및 작동 환경에 대하여 반복적으로 입증하여야 한다.

K-UAM SC.2725 작동 입증

엔진 설계는 선언된 비행 범위와 운용 범위 전반에 걸쳐 출력 주기(Power Cycling), 시동, 가속 및 과속 포함하여 안전한 작동 특성을 가지고 있음을 입증하여야 한다. 선언된 엔진 작동 특성은 장착 부하 및 영향성을 반드시 고려해야 한다.

K-UAM SC.2726 내구성(Durability) 입증

엔진은 내구성 입증을 통해 엔진의 각 파트 오버홀 주기 또는 오버홀이 정의되지 않은 경우, 엔진 교체 주기 내 시스템의 불안정한 상태를 최소화하도록 설계 및 구성되었음을 입증하여야 한다. 이 시험은 일반적인 시동-정지 사이클을 포함하여 엔진 작동 시 예상되는 조건을 시뮬레이션하여야 한다.

K-UAM SC.2727 시스템 및 구성품 시험

신청자는 구성품과 시스템이 선언된 모든 환경 및 운용 조건에서 목적하는 기능이 발휘됨을 반드시 입증하여야 한다.

K-UAM SC.2728 로터 잠금 입증

로터 잠김에 의한 축 회전을 방지하는 경우, 엔진은 다음을 반드시 입증해야 한다.

- (a) 신뢰할 수 있는 로터 잠금 성능
- (b) 신뢰할 수 있는 잠금 해제 성능
- (c) K-UAM SC.2717(d)(2)에 명시된 위험한 엔진 영향이 발생하지 않음

K-UAM SC.2729 분해 검사

신청자는 다음의 (a) 또는 (b) 중 하나에 적합하여야 한다.

- (a) 분해 평가.
 - (1) 내구성 및 내구성 입증에 완료된 후 반드시 엔진을 완전히 분해해야 한다. 각 엔진 구성품 및 윤활유는 유지보수 한도 이내여야 하며, K-UAM SC.1529에 적합함을 입증하기 위해 제출된 정보에 따라 계속 작동할 수 있어야 한다.
 - (2) 엔진에 장착 또는 엔진에 장착하지 않은 상태에서 독립적으로 설정할 수 있는 조절장치와 기능특성을 갖는 각 구성품은 내구성(Endurance) 및 내구성(Durability) 입증 시험을 시작하는 단계에서 설정 및 기록한 한계 내에서 각 조절상태 및 기능특성을 유지하여야 한다.
- (b) 비분해 평가. 모든 엔진 구성품에 대하여 분해하지 않는 경우, 이러한 구성품 및 윤활유의 수명 제한은 내구성 및 내구성 입증에 근거하여 설정되어야 하며, K-UAM SC.1529에 근거하여 감항성유지지침서에 명시되어야 한다.

K-UAM SC.2730 내포

엔진은 다음과 같이 회전하는 부품으로 인한 위험으로부터 보호하는 내포 기능을 반드시 제공해야 한다.

- (a) 신청자는 로터버스트 마진이 로터버스트 가능성 방지를 입증하지 않는다면, 회전 부품 주변 부 케이스 설계가 고장 발생 시 회전 부품이 내포됨을 반드시 입증하여야 한다.
- (b) 고장 발생 시 로터 버스트 마진이 케이스에 내포됨을 입증하는 경우, 케이스는 고장 난 회전 부품을 반드시 내포하여야 한다. 신청자는 시험, 검증된 분석 또는 이들의 조합을 통해 반드시 반드시 정의되어야 하며, 에너지 수준, 궤적 및 주변 케이스의 전방 또는 후방을 통과하고 로

터 고장으로 인한 손상으로부터 방출되는 파편의 크기를 엔진 장착 교범에 명시하여야 한다.

K-UAM SC.2731 가변피치 프로펠러를 사용하는 운용

신청자는 대표적인 프로펠러로 페더링, 음의 토크, 음의 추력 및 역추력 작동을 포함한 기능 입증 을 반드시 수행해야 한다. 이러한 입증은 내구성(Endurance), 내구성(Durability) 및 작동 입증의 일부로서 국토교통부장관이 인정할 수 있는 방법으로 수행될 수 있다.

K-UAM SC.2732 시험 일반사항

- (a) 엔진의 정비는 K-UAM SC.1529에 따라 제출된 유지보수(Service) 및 정비 지침서에 따라 시험 중에 행할수 있다.
- (b) 신청자는 다음의 경우 국토교통부장관이 필요하다고 판단하는 유지보수 및 추가 시험을 엔진 또는 엔진 부품 수행하여야 한다.
 - (1) 유지보수 빈도가 과도한 경우;
 - (2) 엔진의 오작동으로 인한 정지 횟수가 과도한 경우;
 - (3) 주요 수리가 필요한 경우;
 - (4) 시험 중 또는 분해 검사 결과로 인한 부품 교체가 필요하다고 판명된 경우
- (c) 본 기준에 명시된 모든 입증 및 시험이 완료 후, 엔진과 그 구성품은 다음과 같아야 한다.
 - (1) 유지보수 한도 이내이어야 한다.
 - (2) 계속적 운용을 위한 안전성을 가져야 한다.
 - (3) 제한 내 명시된 정격에서 작동할수 있어야 한다.

K-UAM SC.2733 엔진 전기 시스템

- (a) 적용.

전력을 제공, 사용, 조절 또는 분배하며, 엔진 형식 설계의 일부인 모든 시스템 또는 장비품은 엔진의 계속 감항성을 제공하고 전기 엔진 정격을 반드시 유지하여야 한다.
- (b) 전기시스템은 안전한 전력 생산, 출력의 전달, 전기 부하 차단을 반드시 보장하며, 엔진은 인정될 수 없는 작동 특성을 경험하거나 작동 한계를 초과하지 않아야 한다.
- (c) 전력 분배
 - (1) 엔진 전력 분배 시스템은 전기 동력장치 전체에 전기 에너지를 안전하게 전달할 수 있도록 설계되어야 한다. 시스템은 K-UAM SC.2717(d)(2)에 정의된 것과 같이 전원의 손실, 오작동 또는 중단으로 인하여 엔진에 위험한 영향이 발생하지 않도록 전력을 공급할 수 있게 설계 되어야 한다.
 - (2) 시스템은 모든 지상 및 비행 시 정상 및 비정상 조건을 견딜 수 있도록 반드시 설계 및 유지되어야 한다.
 - (3) 시스템은 결함이 있는 전원 생성 또는 저장장치가 전기 엔진으로 전원을 안전하게 전달하는 데 영향을 미치지 않도록 격리하는 기계적 또는 자동 수단을 반드시 제공해야 한다.
- (d) 보호 시스템. 전력 조건이 설계 제한을 초과하는 경우, 엔진의 전기적 장비 및 시스템은 반드시 전력 전달을 중단하여야 한다.
 - (1) 엔진의 전기 시스템은 K-UAM SC.2717(d)(2)에 정의된 바와 같이 전력원의 손실, 오작동 또는 중단으로 인해 엔진에 위험한 영향이 발생하지 않도록 반드시 설계되어야 한다.
 - (2) 신청자는 엔진 장착 교범에서 항공기로부터 엔진까지 공급되는 모든 전력 또는 에너지 재생 을 통해 항공기에서 엔진으로 공급되는 전력원의 특징과 과도 전압 한계 및 정상 상태 전압

제한을 포함한 엔진 시동 및 작동을 위한 시스템 및 엔진에 안전한 작동에 필요한 기타 특성을 식별하고 선언해야 한다.

- (e) 환경 한계. 내구성(Endurance) 입증, 검증된 분석 또는 이들의 조합으로 적절하게 입증할 수 없는 환경 한계는 K-UAM SC.2727의 시스템 및 구성품 시험을 통해 입증되어야 한다.
- (f) 전기 시스템 고장. 엔진 전기 시스템은 다음과 같아야 한다.
 - (1) 허용된 항공기 적용에 적합한 최대 출력제어상실(LOPC, Loss of Power Control) 비율을 가져야 한다.
 - (2) 완전한 형상에서 국토교통부장관이 결정한 바와 같이 출력제어상실과 관련된 전기적 탐지와 전자적 고장에 대한 단일 고장을 견딜수 있어야 한다.
 - (3) 단일 고장은 위험한 엔진 영향을 유발하지 않아야 한다.
 - (4) 가정된 항공기 장착 시 국지적 사건으로 이어질 가능성이 있는 고장 또는 오작동이 없어야 한다.
- (g) 시스템 안전성 평가. 신청자는 시스템 안전성 평가를 반드시 수행해야 한다. 이 평가는 결함 또는 고장의 예측된 발생 빈도와 함께 정상 작동에 영향을 미치는 결함 또는 고장을 식별해야 한다. 엔진 시스템 안전성 평가가 유효한지 확인하기 위해서는 장착 가정된 항공기 장착을 고려해야 한다.

Subpart I 프로펠러

K-UAM SC.2805 프로펠러 정격 및 작동 제한

프로펠러 정격 및 작동 제한은 신청자가 수립하고 국토교통부장관이 승인해야 하며, 해당되는 경우 이 장에서 명시한 작동 조건과 정보에 기초한 정격 및 제한, 그리고 프로펠러의 안전한 작동을 위해 필요한 것으로 확인된 기타 정보를 포함해야 한다.

K-UAM 35.7 특징 및 특성

- (a) 프로펠러는 인증이 요청된 용도에 대한 안전성을 해치는 특징이나 특성을 가질 수 없다. 이러한 특징 또는 특성은 시험 또는 분석에 의해 나타나거나 신청자가 알고 있는 것이다.
- (b) 인증 시험 중에 고장이 발생할 경우, 신청자는 원인을 확인하고 프로펠러의 감항성에 미치는 영향을 평가해야 한다. 신청자는 설계를 변경하고 국토교통부장관의 프로펠러 감항성 설정에 필요한 추가 시험을 수행하여야 한다.

K-UAM SC.2815 안전성 해석

- (a) 신청자는 다음을 수행해야 한다.
 - (1) 발생할 것으로 예상되는 모든 고장의 결과에 대한 평가를 위해 프로펠러 시스템을 분석해야 한다. 해당되는 경우, 다음을 고려하여 분석하여야 한다.
 - (i) 항공기에 프로펠러 시스템이 장착된 경우. 분석이 대표적 구성품, 가정된 인터페이스 또는 장착 조건에 기반할 경우, 해당 가정은 분석에 명시되어야 한다.
 - (ii) 수반되는 2차 고장 및 잠재적인 고장
 - (iii) (d)에 언급된 다중 고장 또는 (g)(1)에 정의된 위험한 프로펠러 영향을 초래하는 다중 고장
 - (2) (g)에 정의된 주요 프로펠러 영향 또는 위험한 프로펠러 영향을 초래할 수 있는 고장을 요약하고 그러한 영향이 발생할 확률을 평가하여야 한다.
 - (3) 신청자는 엔진에 위험한 영향이 극히 희박(프로펠러 비행시간 당 10^{-7} ~ 10^{-9} 범위의 확률)으로

정의된 발생빈도를 초과하지 않는 비율로 일어날 것으로 예상됨을 입증하여야 한다. 개별적인 고장에 대한 추정확률은 신청자가 위험한 프로펠러 영향의 전체 비율을 평가하는데 불충분할 수 있기 때문에, 이에 대한 적합성은 개별적인 고장에 의한 위험한 프로펠러 영향 확률이 프로펠러 비행시간 당 10^{-8} 이하로 예상될 수 있다는 실증을 통하여 입증할 수 있다. 이와 같은 작은 수치의 확률을 다루는데 있어서, 절대적인 보증은 가능하지 않고, 이에 대한 적합성은 견실한 설계와 시험 원리에 조합된 기술적인 판단 및 기존의 운용 경험에 의존하여 입증할 수 있다.

- (b) 고장 영향 또는 고장의 조합 가능성에 대한 심각한 의문이 있는 경우, 국토교통부장관은 분석에 사용된 가정을 시험으로 확인할 것을 요구할 수 있다.
- (c) 특정한 단일 프로펠러 구성요소(ex. 블레이드)의 주된 고장은 수치적인 방법으로 합리적으로 추정할 수 없다. 이와 같은 구성요소의 고장이 위험한 프로펠러 영향을 초래할 것으로 예상되는 경우, 이에 대한 적합성은 K-UAM SC.1529에 규정된 건전성 요건을 적용하여 입증할 수 있다. 이와 같은 사항은 안전성 분석 결과에 기술되어야 한다.
- (d) 만약 고장이 위험한 프로펠러 영향으로 진행되는 것을 방지하기 위해 안전 시스템에 의존하는 경우, 기본적인 프로펠러 고장과 함께 안전 시스템 고장 가능성을 분석에 포함해야 한다. 이러한 안전 시스템은 안전장치, 계기, 조기경보장치, 정비점검 및 기타 유사한 장비 또는 절차를 포함할 수 있다.
- (e) 안전성 분석을 다음 중 하나 이상의 방법으로 수행하는 경우, 해당 방법을 분석을 통해 식별하고, 적절한 방법으로 입증하여야 한다.
 - (1) 설정된 주기에 수행되는 정비작업. 여기에는 잠재적인 습관으로 누락될 수 있는 구성품의 유지보수에 대한 확인이 포함된다. 위험한 프로펠러 영향을 방지하기 위해 필요한 경우, 이러한 정비작업과 주기는 K-UAM SC.1529에 따라 요구되는 감항성유지지침서에 명시되고 발행되어야 한다. 또한, 프로펠러 시스템의 정비 오류로 인해 위험한 프로펠러 영향을 초래할 수 있는 경우, 이를 방지하는데 적절한 절차를 관련 프로펠러 교범에 포함하여야 한다.
 - (2) 비행 전 또는 기타 설정된 기간에 안전성 또는 기타의 장치에 대한 만족스러운 기능 확인. 만족스러운 기능에 대한 세부사항을 해당 교범에 기재하여야 한다.
 - (3) 그 외 요구되지 않는 특정한 계기장치의 규정. 이러한 계기장치는 적절한 문서에 게재되어야 한다.
 - (4) 피로 평가.
- (f) 해당되는 경우, 안전성 분석에는 지시 장비의 평가, 수동 및 자동 제어, 가버너(Governor) 및 프로펠러 제어 시스템, 싱크로페이저, 싱크로나이저 및 프로펠러 역추진 시스템의 평가가 반드시 포함되어야 하지만 이에 제한되지 않는다.
- (g) 국토교통부장관이 승인하고 안전성 분석에 명시하지 않는 한, 다음의 고장 정의는 감항요건에 대한 적합성에 적용된다.
 - (1) 다음은 위험한 프로펠러 영향으로 분류한다.
 - (i) 과도한 항력의 증가.
 - (ii) 비행승무원이 조작한 방향과 반대 방향으로 발생하는 상당한 추력.
 - (iii) 프로펠러 또는 프로펠러 주요 부분의 이탈
 - (iv) 과도한 불균형을 초래하는 고장
 - (2) 가변 피치 프로펠러의 주요 프로펠러 영향은 다음과 같다.
 - (i) 페더링 프로펠러에 대한 페더링 불능
 - (ii) 조작 시 프로펠러 피치 변경 불능

- (iii) 조작되지 않은 현저한 피치 변경
- (iv) 통제불능의 현저한 토크 또는 속도 변동

K-UAM SC.2816 프로펠러 중요 부분들

K-UAM SC.2815에 요구된 안전성 분석에 의해 식별된 각 프로펠러 중요 부분의 무결성은 다음에 의해 수립되어야 한다.

- (a) 프로펠러 중요 부분의 사용 수명 동안 무결성을 보장하기 위한 정의된 엔지니어링 공정
- (b) 엔지니어링 공정에 의해 요구되는 프로펠러 중요 부분을 일관되게 생산하기 위한 요건을 식별하는 정의된 제작 공정
- (c) 엔지니어링 공정에 의해 요구되는 프로펠러 중요 부분의 지속적인 감항 요건을 식별하는 정의된 서비스 관리 공정.

K-UAM 35.17 재료 및 제작방법

(a) 프로펠러에 사용된 재료의 적절성과 내구성은 다음의 요건을 만족하여야 한다.

- (1) 사용경험, 시험 또는 두 가지 모두를 기반으로 설정하여야 한다.
- (2) 운용 중 예상되는 환경 조건을 고려해야 한다.

(b) 모든 재료와 제작 방법은 국토교통부장관이 인정하는 규격을 준수해야 한다.

(c) 재료의 물성치의 설계값은 운용 중 예상되는 적용 조건에 대한 재료 규격에서 명시된 가장 불리한 물성치에 적합해야 한다.

K-UAM 35.19 내구성

프로펠러의 모든 부품은 프로펠러의 오버홀 주기 사이에 프로펠러에 위험한 상태를 유발할 수 있는 가능성을 최소화할 수 있도록 설계하고 구성되어야 한다.

K-UAM SC.2821 가변 피치 및 가역 피치 프로펠러.

(a) 프로펠러 시스템의 단일 고장이나 오작동으로 인해 프로펠러 블레이드가 낮은 피치 위치의 비행 중 위치 아래로 의도하지 않은 프로펠러 블레이드 이동이 발생하지 않아야 한다. 신청자는 비행 시 의도된 저 피치 미만으로 내려갈 때 범위를 해당 교범에 명시해야 한다. K-UAM SC.2815에 근거하여 고장의 발생이 극히 희박할 경우 구조적 구성요소의 고장을 고려할 필요가 없다.

(b) 비행 시 저 피치 미만으로 내려갈 때 블레이드 피치 선택하는 방법이 포함된 프로펠러의 경우, 프로펠러 블레이드가 장착 지침서에 정의된 양에 의한 해당 위치 아래에 있음을 감지하고 비행승무원에게 지시하여야 한다. 프로펠러 블레이드 피치 위치를 감지하고 지시하는 방법은 그 고장이 프로펠러 제어에 영향을 미치지 않아야 한다.

K-UAM 35.22 페더링 프로펠러

(a) 페더링 프로펠러는 예상되는 마모와 누출을 고려하여 모든 비행 조건에서 페더링 될 목적으로 설계되어야 한다. 페더링 및 비페더링 제한 사항은 적절한 교범에 명시되어야 한다.

(b) 엔진 오일을 사용하여 페더링하는 프로펠러 피치 제어시스템은 엔진 오일 시스템이 고장 시 프로펠러를 페더링할 수 있도록 하는 방법을 포함해야 한다.

(c) 페더링 프로펠러는 프로펠러 시스템이 선언된 최소 외기 온도로 안정화 후 비페더링할 수 있도록 설계되어야 한다.

K-UAM SC.2823 프로펠러 제어시스템

이 절의 요건은 프로펠러 기능을 제어, 제한 또는 모니터링하는 모든 시스템 또는 구성품에 적용한다.

(a) 프로펠러 제어시스템은 다음과 같이 설계 및 구성되고 검증됨을 입증하여야 한다.

- (1) 프로펠러 제어시스템은 정상 및 대체 운용 모드에서 작동하며 작동 모드 간 전환을 통해 신청자가 지정한 운용 조건과 비행영역선도 전반에 걸쳐 정의된 기능을 수행하여야 한다.
- (2) 프로펠러 제어시스템 기능성은 온도, 전자기 간섭(EMI), 고강도 전자기장(HIRF) 및 낙뢰를 포함하여 선언된 환경 조건에 부정적인 영향을 받지 않아야 한다. 시스템이 충분히 검증된 환경적 제한은 적절히 프로펠러 교범에 기록되어야 한다.
- (3) 비행승무원 조치가 요구되는 경우, 작동 모드 변경이 발생했음을 지시하기 위한 방법이 제공되어야 한다. 이러한 경우, 운용 지침서를 적절한 교범에 반드시 제공하여야 한다.

(b) 프로펠러 제어시스템은 다음과 같이 설계 및 구성되어야 하며, 또한 K-UAM SC.2815에 적합해야 한다.

- (1) 단일 고장은 프로펠러에 위험한 영향을 초래하지 않아야 한다.
 - (2) 고장이나 오작동이 계획된 항공기 장착에서 국부적인 이벤트를 초래하지 않아야 한다.
- (c) 전자식 프로펠러-제어 시스템의 내장형 소프트웨어는 수행기능의 치명도에 따라 소프트웨어 오류의 발생을 최소화하기 위하여 국토교통부장관이 인정한 방법으로 확인되고 설계되어야 한다.
- (d) 프로펠러 제어시스템은 항공기에 제공된 데이터의 고장 또는 변조가 위험한 프로펠러 영향을 초래하지 않도록 설계 및 구성되어야 한다.
- (e) 프로펠러 제어시스템은 항공기에서 공급된 전력의 상실, 차단 및 비정상적인 특성으로 인하여 위험한 프로펠러 영향이 유발되지 않도록 설계 및 구성되어야 한다. 전력품질 요건은 적절한 교범에 기술되어야 한다.

K-UAM 35.24 강도

프로펠러에서 발생하는 최대 응력은 특정 구조 형태와 가장 극한의 운영 조건을 고려하여 국토교통부장관이 인정하는 값을 초과해서는 안 된다.

K-UAM 35.33 일반

- (a) 각 신청자는 항공기기술기준 Part 21을 준수하여 요구된 시험을 수행할 수 있도록 시험 장비 및 적절한 시험 시설(장비 및 유능한 인력 포함)을 제공하여야 한다.
- (b) 시험 특성으로 인해 국토교통부장관이 불가능함을 인정하거나 요구하지 않는 것을 제외하고, 모든 자동제어 및 안전시스템은 작동 중이어야 한다. 단, 입증 필요 시 신청자는 더 가혹한 시험을 입증하는 경우에 다른 프로펠러 구성을 시험할 수 있다.
- (c) 신청자가 이 요건을 충분히 입증할 수 없는 시스템 또는 구성품은 선언된 모든 환경 및 작동 조건에서 의도된 기능이 수행될 수 있음을 입증하기 위해 추가 시험 또는 분석이 요구된다.

K-UAM 35.34 검사, 조절 및 정비

- (a) 본 시험을 수행 전과 후에는 시험 부품을 검사하여야 하며, 관련 모든 매개변수, 교정 및 설정에 대하여 기록하여야 한다.
- (b) 모든 시험 중에는 서비스 및 경미한 정비만 허용된다. 중요 정비 또는 부품 교체가 필요한

경우, 국토교통부장관은 정비 또는 부품 교체를 실시하기 전에 승인해야 하며 추가 시험을 요구할 수 있다. 시험 부품에 비계획 정비 또는 조치는 반드시 기록하고 보고하여야 한다.

K-UAM 35.35 원심 하중 시험

신청자는 프로펠러가 (a), (b), (c)에 근거하여 주요 또는 위험한 프로펠러 영향을 초래하는 고장, 오작동 또는 영구적 변형이 없음을 입증해야 한다. 프로펠러가 사용 중 환경 악화에 민감할 수 있는 경우 이를 고려하여야 한다. 단, 전통적인 설계 방식의 고정 피치 목재 또는 고정 피치 금속제 프로펠러에는 적용되지 않는다.

- (a) 허브, 블레이드 체결시스템 및 평형추는 최대 회전속도에서 작동 중 프로펠러가 경험할 최대 원심 하중의 두 배에 해당하는 부하에 대하여 1시간 동안 시험으로 입증하여야 한다.
- (b) 체결 시스템으로의 전환과 관련된 블레이드 특성(예: 금속제 체결 시스템에 접합된 복합재 블레이드)은 (a)의 시험 중 수행하거나 최대 회전 속도에서 작동 중 프로펠러가 경험할 최대 원심 하중의 두 배에 해당하는 부하에 대해 별도의 구성품 시험을 1시간 동안 시험으로 수행되어야 한다.
- (c) 프로펠러와 함께 사용되거나 연결되는 구성품(예: 스피너, 제빙 장비 및 블레이드 침식 방지 실드)는 해당 구성 요소가 최대 회전 속도에서 운용 중에 경험할 최대 원심 하중의 159%에 해당하는 하중을 받아야 한다. 이것은 다음 중 하나로 수행되어야 한다:
 - (1) 30분 동안 요구된 하중에서 시험.
 - (2) 시험에 근거한 분석.

K-UAM 35.36 조류 충돌

신청자는 프로펠러가 일반적인 장착의 치명적 위치 및 치명 비행조건에서 4 lb의 조류 충돌을 견수 있으며 주요 또는 위험한 프로펠러 영향을 초래하지 않음을 시험 또는 시험 기반한 분석 또는 유사한 설계의 경험을 통해 입증해야 한다. 전통적인 설계의 고정 피치 목재 프로펠러에는 적용되지 않는다.

K-UAM 35.37 피로한계 및 평가

이 절은 전통적인 설계의 고정 피치 목재 프로펠러에는 적용하지 않는다.

- (a) 피로 한계는 프로펠러에 대한 시험 또는 시험에 기반한 해석에 의해 설정되어야 한다.
 - (1) 허브
 - (2) 블레이드
 - (3) 블레이드 고정 부품
 - (4) 피로 하중에 영향을 받고, 피로 파괴 모드가 위험한 프로펠러 영향을 유발할 수 있는 구성품
- (b) 피로한계는 다음을 고려하여야 한다.
 - (1) 운영 중 예상되는 모든 예측 가능한 진동 및 주기적 하중 패턴
 - (2) 예상되는 운영 저하, 재료 특성의 변화, 제작 변화 및 환경 영향
- (c) 프로펠러의 피로 평가는 피로로 인한 위험한 프로펠러 영향이 다음 중 하나에서 프로펠러의 예정 수명 기간 동안 발생하지 않을 수 있음을 보여주기 위해 수행되어야 한다.
 - (1) K-UAM SC.2400(c)
 - (2) 전형적인 항공기

K-UAM 35.38 낙뢰

신청자는 프로펠러가 낙뢰를 견딜 수 있으며 주요 및 위험한 프로펠러 영향을 유발하지 않음을 시험, 시험에 기반한 분석 또는 유사한 설계의 경험을 통해 입증하여야 한다. 프로펠러 한계는 적절한 교범에 명시되어야 한다. 이 절은 전통적인 설계의 고정 피치 목제 프로펠러에는 적용되지 않는다.

K-UAM 35.39 내구성 시험

프로펠러 시스템의 내구성 시험은 이 절의 (a) 또는 (b)에 근거하여 대표적인 엔진에 장착하여 고장 또는 오작동 없이 입증되어야 한다.

(a) 고정 피치 및 지상에서 피치 조정 프로펠러는 다음 중 하나의 시험으로 입증하여야 한다.

(1) 수평 비행 또는 상승 비행 상태에서 50시간 비행 시험. 5시간 이상은 프로펠러가 정격회전속도인 상태로 작동하고 50시간 중 남은 시간은 프로펠러가 정격회전속도의 90% 이상인 상태로 작동하여야 한다.

(2) 이륙 출력 및 정격 회전 속도에서 50시간 지상 시험.

(b) 가변 피치 프로펠러는 다음 중 하나의 시험으로 입증하여야 한다.

(1) 다음의 조건을 포함하는 110시간 내구성 시험:

(i) 이륙 출력과 회전속도에서 5시간 및 10분 주기로 구성된 30회 조건:

(A) 공회전 상태에서의 가속,

(B) 이륙 출력과 회전속도에서 5분,

(C) 감속, 및

(D) 공회전 상태에서의 5분.

(ii) 최대 연속출력과 회전속도에서 50시간,

(iii) 5시간 주기 10회로 구성된 50시간:

(A) 공회전, 이륙 출력 및 회전속도 사이에서의 5회 가속 및 감속,

(B) 공회전에서부터 최대 연속출력과 회전속도를 포함하지 않는 최대 증분 조건까지 균일에 가까운 상태에서 약 4시간 30분,

(C) 공회전 상태에서의 30분.

(2) 본 기준의 엔진 내구성 시험 중 프로펠러의 작동.

(c) 유사한 설계의 프로펠러에 대하여 시험에 기반한 분석은 본 조항의 (a) 및 (b)의 시험을 대신해 입증할 수 있다.

K-UAM SC.2840 기능 시험.

가변 피치 프로펠러 시스템은 이 절의 해당되는 기능 시험으로 입증되어야 한다. K-UAM SC.2839의 내구성 시험에 사용된 것과 동일한 프로펠러 시스템이 기능 시험에 사용되어야 하며 시험 장비 또는 항공기에서 대표 엔진에 의해 작동되어야 한다. 프로펠러는 고장 또는 오작동 없이 시험을 완료하여야 한다. 시험은 사이클 누적을 위한 내구성 시험과 조합할 수 있다.

(a) 자동제어(Governing) 및 역피치 프로펠러. 전진 피치와 회전속도 범위에 걸쳐 1,300 사이클을 완료해야 한다. 또한, 최저 정규 피치로부터 최대 역피치까지 완전한 200회의 제어 사이클을 수행해야 한다. 역피치가 최대인 상태에서 매 사이클 중에 프로펠러는 신청자가 정한 최대 역피치 시의 최대 출력과 회전속도에서 30초간 작동되어야 한다.

(b) 페더링 프로펠러. 50사이클의 페더링과 비페더링 작동이 되어야 한다.

(c) 이 절의 시험 대신에 유사한 설계 프로펠러 시험에 기반 해석을 사용할 수 있다.

K-UAM 35.41 과속 및 과토크.

(a) 신청자가 일시적인 프로펠러 최대 과속도의 승인 요청 시, 신청자는 프로펠러가 프로펠러 최대 과속도 조건에서 유지보수 조치 없이 추가 작동 가능함을 입증하여야 한다. 이는 다음을 통해 입증하여야 한다.

- (1) 프로펠러 최대 과속도 조건에서 30초 동안 20회.
- (2) 사용 경험 또는 시험에 기반한 분석.

(b) 신청자가 일시적인 프로펠러 최대 과토크의 승인 요청 시, 신청자는 프로펠러 프로펠러 최대 과토크 조건에서 유지보수 조치 없이 추가 작동 가능함을 입증하여야 한다. 이는 다음을 통해 입증하여야 한다.

- (1) 프로펠러 최대 과토크 조건에서 30초 동안 20회.
- (2) 사용 경험 또는 시험에 기반한 분석.

K-UAM 35.42 프로펠러 제어시스템 구성품.

신청자는 조속기, 피치 변경장치, 피치 잠금장치, 기계적 정지장치, 그리고 페더링 시스템 구성 요소를 포함한 각 프로펠러 블레이드 피치 제어시스템 구성품이 최소 1,000시간의 일반적인 작동 시간 또는 초기 선언된 오버홀 주기 동안 구성품에 부하될 정상 하중과 피치 변경 시뮬레이션 작동을 견딜 수 있음을 시험, 시험에 기반한 분석 또는 유사한 구성품의 사용 경험을 통해 입증해야 한다.

K-UAM 35.43 프로펠러 유압 구성품.

신청자는 유압을 포함하며 구조적 파손 또는 파손에 의한 누출로 인해 위험한 프로펠러 영향을 유발할 수 있는 프로펠러 구성품이 구조적 건전성이 있음을 시험, 검증된 분석 또는 두 가지를 모두 사용하여 입증하여야 한다.

- (a) 의도된 기능을 수행하지 못하는 영구 변형 또는 누출 없이 1분 동안 최대 작동 압력의 1.5배에 대한 압력 시험.
- (b) 고장 없이 1분 동안 최대 작동 압력의 2.0배에 대한 파열 압력 시험. 누출이 허용되며 밀봉 장치는 시험에서 제외될 수 있다.

부록 A 감항성유지지침서 (PART 23)**K-UAM A23.1 일반**

- (a) 이 부록은 이 기술기준에서 요구하는 감항성유지지침서 작성에 필요한 요구조건을 규정한다.
- (b) 각 항공기에 대한 감항성유지지침서는 각 엔진과 프로펠러 및 이 장에서 요구된 각 장비품 (appliance) 그리고 항공기에 장착된 장비 및 엔진과 프로펠러의 인터페이스와 관련되어 요구되는 정보에 대한 감항성유지지침서를 포함하여야 한다. 해당 항공기에 장착되는 엔진 및 프로펠러 또는 장비품 제작자가 감항성유지지침서를 제공하지 않는 경우 해당 항공기에 대한 감항성유지지침서에 감항성 유지에 필수적인 정보를 포함하여야 한다.
- (c) 신청자는 신청자 또는 해당 항공기에 장착되는 엔진, 프로펠러 또는 장비품의 제작자가 작성한 감항성유지지침서가 어떻게 변경되고 배포될 것인지 입증하기 위한 프로그램을 국토교통부장관에게 제출하여야 한다.

K-UAM A23.2 형식

- (a) 감항성유지지침서는 제공되는 자료의 분량에 따라서 한 권의 교범 또는 여러 권의 교범 형식으로 구성되어야 한다.
- (b) 해당 교범의 형식은 사용하기 쉽게 배열하여 제공되어야 한다.

K-UAM A23.3 내용

교범의 내용은 영문, 한글 또는 영문과 한글을 병기하여 작성할 수 있다. 감항성유지지침서는 다음의 각 호에 해당되는 교범이나 관련 항목 및 정보를 포함하여야 한다.

- (a) 항공기 정비교범 또는 해당 절
 - (1) 정비 또는 예방정비를 위해 필요한 범위의 항공기 특징 및 자료의 설명을 포함하는 소개 정보
 - (2) 항공기와 이에 대한 계통 및 엔진, 프로펠러, 설비를 포함하는 장착에 대한 설명
 - (3) 적용되는 특별 절차 및 한계를 포함하여 항공기의 구성품 및 계통이 어떻게 작동하고 제어되는 지를 설명하는 기본적인 제어와 운용정보
 - (4) 주요 정비지점, 탱크 및 저장소의 용량, 사용되는 유체의 형태, 여러 계통에 적용되는 압력, 검사와 정비를 위한 접근패널의 위치, 윤활지점의 위치, 사용되는 윤활유, 정비를 위하여 요구되는 장비, 견인 지침 및 제한사항, 계류, 재킹 및 수평조절에 관한 세부사항을 포함하는 서비스 정보
- (b) 정비 지침서에 기재할 사항
 - (1) 비행의 각 부품과 엔진, 보조동력장치, 프로펠러, 보기류, 계기 및 장비들을 세척, 검사, 조절, 시험 및 윤활하여야 하는 권고 주기 그리고 검사의 등급, 적용되는 마모 허용치와 이 주기에 권고되는 작업을 계획하는 정보. 그러나 신청자가 이들 품목이 예외적으로 고도로 복잡한 수준이어서 특별한 정비기술, 시험장비 또는 전문지식이 필요로 한다는 것을 입증하는 경우 신청자는 이러한 보기류, 계기 또는 장비품 제작자의 원천 정보를 참조할 수 있다. 권고되는 오버홀 주기와 교범의 감항성 한계사항에 필요한 상호참조 자료가 포함되어야 한다. 부가하여 신청자는 항공기의 감항성 유지를 위하여 제공할 필요가 있는 검사의 주기와 범위를 포함한 검사프로그램을 포함하여야 한다.
 - (2) 발생할 수 있는 기능불량, 이러한 기능불량을 어떻게 인지하고, 그러한 기능불량을 조치하는 방법을 설명하는 고장탐구 정보
 - (3) 엔진, 프로펠러 및 부품을 장탈하거나 교환하는 순서와 방법, 이를 위하여 필요한 주의사항을 설명하는 정보
 - (4) 지상 운전 중의 계통시험, 대칭성 검사, 중량 및 무게중심의 결정, 인양(lifting) 및 받침(shoring), 그리고 저장 한계에 대한 절차를 포함하는 기타의 일반 절차적인 지침
- (c) 구조부 점검판의 도표와 점검판이 제공되지 않을 경우 검사를 위해 접근하는 데 필요한 정보
- (d) 신청자가 명시한 절차들 중 방사선 및 초음파 검사를 포함하는 특별한 검사 기술을 적용하기 위한 상세정보
- (e) 검사 후 구조물의 보호처리에 필요한 정보
- (f) 식별, 폐기 권고, 토크 값 등 구조적인 패스너(structural fasteners)에 관련된 모든 자료
- (g) 필요한 특수공구의 목록
- (h) [미적용]

K-UAM A23.4 감항성 한계 부분

감항성유지지침서는 문서의 다른 부분과 분리되고 명확하게 구별할 수 있는 감항성 한계

(Airworthiness Limitations)라는 제목의 절(section)을 포함하여야 한다. 이 부분에는 의무 교체시간, 구조부 검사주기 및 형식증명에서 요구되는 관련 구조부 검사절차를 설정하여야 한다. 감항성유지지침서가 여러 권의 문서로 구성되는 경우 이 항에서 요구되어지는 감항성 한계 부분은 주 교범에 포함되어야 한다. 이 감항성 한계 부분 잘 보이는 위치에 읽기 쉬운 다음의 문구를 명기하여야 한다. “감항성 한계(Airworthiness Limitations) 부분은 국토교통부장관이 승인한 것이고, 국토교통부장관이 승인한 대체 프로그램이 없는 경우 항공안전법령에 따른 정비가 요구됨을 명시합니다.”

부록 A1 감항성유지지침서 (전기 엔진)

K-UAM SC.A2701 일반

- (a) 이 부록은 K-UAM SC.1529에서 요구하는 것과 같이 엔진에 대한 감항성유지지침서의 준비를 위한 요구조건을 지정한다.
- (b) 엔진에 대한 감항성유지지침서에는 모든엔진 부품에 대한 감항성유지지침서가 포함되어야 한다.
- (c) 해당되는 경우, 신청자는 감항성유지지침서의 변경사항이 어떻게 배포되지를 보여주는 프로그램을 국토교통부 장관에게 제출해야 한다.

K-UAM A33.2 형식

- (a) 감항성유지지침서는 제공되는 자료의 양에 따라 적절한 교범 또는 교범 형식이어야 한다.
- (b) 교범 또는 교범 형식은 실용적으로 정비된 것이어야 한다.

K-UAM A33.3 내용

각 교범 또는 전체 교범의 내용은 영어 또는 한글로 작성하여야 한다. 감항성유지지침서는 다음의 교범 또는 조항 중 적절한 항목 및 정보를 포함하여야 한다.

- (a) 엔진 정비 교범 또는 조항
 - (1) 정비 또는 예방 정비를 위해 필요한 범위까지 엔진의 특징과 자료에 대한 설명을 포함하고 있는 소개 정보.
 - (2) 엔진과 그 구성품, 계통 및 설치에 대한 상세한 설명
 - (3) 엔진의 개봉, 엔진 포장 고정장치의 제거, 수락점검, 인양, 보기장치에의 연결 등 점검이 필요한 절차를 포함하는 장착지침
 - (4) 기본적인 제어 및 엔진 구성품, 계통과 장비가 어떻게 작동하는지를 기술하고 있는 작동 정보, 그리고 제한사항 및 어떤 특정한 절차를 포함하고 있는, 엔진과 부품의 시동, 조작, 시험 및 정지하는 방법을 기술하고 있는 정보.
 - (5) 정비 정보는 정비 항목, 탱크의 용량, 저장소, 사용되는 유체의 종류, 여러 가지 계통에 적합한 압력, 윤활 접촉점의 위치, 사용되는 윤활유 및 정비에 필요한 장비 등에 관한 세부내용을 포함하여야 한다.
 - (6) 엔진의 각 부품에 대해 어느 시점에 청소하고 검사하고 조정하고 시험하고 기름을 쳐 주어야 하는 지에 대한 추천과 적절한 마모 허용에 대한 검사 수준 과 그러한 기간에 권고되어 지는 작업에 대한 계획 정보. 그러나, 만일 신청자가 항목이 예외적으로 너무나 복잡한 수준이어서 특별한 정비 기술, 시험 장비 또는 전문 기술을 필요로 한다는 것을 입증한다면 신청자는 이를 보기류, 계기 또는 장비 제조업자에게 위탁할 수 있다. 권고하는 분해검사 기간 및 교범의 감

항성 한계 부문에 대해 필요한 상호 참조 역시 포함되어야 한다. 추가적으로, 신청자는 엔진의 계속 감항성을 위해 제공할 필요가 있는 검사의 한계 및 횟수를 포함하고 있는 검사 계획을 포함하여야 한다.

- (7) 있을 수 있는 기능 불량과 그 기능 불량을 인지하는 방법과 수리 조치를 기술하고 있는 고장 탐구 정보.
- (8) 엔진과 그 부품들을 제거하고 부품을 교환하는 순서와 방법 및 이 때의 주의사항을 기술하고 있는 정보. 적합한 지상 취급, 포장, 선적에 대한 지시 또한 포함되어야 한다.
- (9) 정비를 위해 필요한 도구 및 장비 목록과 그 사용법
- (b) 엔진 분해검사 교범 또는 부문
 - (1) 분해검사를 위한 분해 순서와 방법을 포함하고 있는 분해 정보.
 - (2) 분해검사 동안 사용되는 자재와 도구, 조치 방법 및 주의사항을 포함하는 청소와 검사 지침. 분해 검사의 방법 또한 포함되어야만 한다.
 - (3) 분해수리검사와 관련된 모든 맞춤 및 틈새에 대한 세부 내용.
 - (4) 교환 시기를 결정하는데 필요한 정보를 포함하여 마모 또는 규격에서 벗어난 부품과 구성품에 대한 수리 방법에 관한 세부 사항.
 - (5) 분해 수리 시의 조립 순서와 방법.
 - (6) 분해 수리 이후의 시험 지침.
 - (7) 임의의 저장 제한사항을 포함하고 있는 저장에 대한 지침.
 - (8) 분해 검사시 필요한 도구의 목록
- (c) [미적용]

K-UAM A33.4 감항성 한계 부문

감항성유지지침서는 문서의 나머지 부분과 분리되고 분명히 구별되는 감항성 한계(Airworthiness limitations)라는 제목의 절(section)을 포함하여야 한다.

- (a) 모든 엔진 :
 - (1) 이 절은 각 의무적인 교환 시간, 검사 주기 및 형식증명에 필요한 관련된 절차를 설명하여야 한다. 만일 감항성유지지침서가 여러 문서로 구성되어 있을 경우, 이 항에 의해 요구되는 절은 주 매뉴얼에 포함되어야만 한다.
 - (2) 이 절은 눈에 띄는 위치에서 읽기 쉬운 설명을 포함하여야 한다. : 감항성 한계 부분은 국토교통부장관이 승인하였으며 대체 프로그램에 대한 승인을 받지 못한 경우에는 「항공안전법」에 따른 정비사항을 규정하고 있다.
- (b) [미적용]

부록 A2 감항성유지지침서 (프로펠러)

K-UAM SC.A2801 일반

- (a) 이 부록은 K-UAM SC.1529에서 요구하는 것과 같이 프로펠러에 대한 감항성유지지침서의 준비를 위한 요구조건을 지정한다.
- (b) 프로펠러에 대한 감항성유지지침서에는 모든 프로펠러 부품에 대한 감항성유지 지침이 포함되어야 한다.
- (c) 해당되는 경우, 신청자는 신청자 또는 프로펠러 부품 제작사가 만든 감항성유지지침서의 변

경사항이 어떻게 배포되지를 보여주는 프로그램을 국토교통부 장관에게 제출해야 한다.

K-UAM A35.2 형식

- (a) 감항성유지지침서는 제공되는 자료의 양에 따라 적합한 교범 또는 교범 형식이어야 한다.
- (b) 교범 또는 교범 형식은 실용적으로 정비된 것이어야 한다.

K-UAM A35.3 내용

교범의 내용은 영어 또는 한글로 작성 되어야 한다. 감항성유지지침서는 다음의 조항 및 정보를 포함하여야 한다.

- (a) 프로펠러 정비조항
 - (1) 정비 또는 예방 정비를 위해 필요한 범위까지 프로펠러의 특징과 자료에 대한 설명을 포함하고 있는 소개 정보.
 - (2) 프로펠러와 그 계통 및 설치에 대한 상세한 설명.
 - (3) 적용되는 특수 절차를 포함한 프로펠러 구성품과 계통의 제어 방법과 작동방법을 설명하는 기본적인 제어 및 작동에 관한 정보
 - (4) 프로펠러의 개봉, 수락점검 및 인양과 장착에 관한 지침
 - (5) 프로펠러의 작동 점검 지침
 - (6) 프로펠러의 각 부품에 대한 적절한 청소, 조정 및 시험 시기에 정보, 적용 가능한 마모 공차, 그러한 기간에 권고되어지는 작업 수준. 그러나 그 내용이 예외적으로 너무나 복잡한 수준이어서 특별한 정비 기술, 시험장비 또는 전문 기술을 필요로 한다는 것을 신청자가 입증한다면 신청자는 이를 보기류, 계기 또는 장비 제조업자에게 위탁할 수 있다. 권장 분해검사 기간 및 교범의 감항성 한계 부문에 대해 필요한 상호 참조 역시 포함되어야 한다. 추가적으로, 신청자는 프로펠러의 계속 감항성을 위해 수행하여야 하는 검사의 빈도 및 검사수준을 포함하는 검사 계획을 포함하여야 한다.
 - (7) 있을 수 있는 기능 불량과 그 기능 불량을 인지하는 방법과 수리 조치를 기술하고 있는 고장 탐구 정보.
 - (8) 프로펠러 부품들을 제거하고 교환하는 순서와 방법 및 이 때의 주의사항을 기술하고 있는 정보.
 - (9) 분해수리 이외의 정비를 위해 필요한 특수도구 목록
- (b) 프로펠러 분해수리 조항
 - (1) 분해수리를 위한 분해 순서와 방법을 포함하고 있는 분해 정보.
 - (2) 분해수리 동안 사용되는 자재와 도구, 조치 방법 및 주의사항을 포함하는 청소와 검사 지침. 분해수리검사의 방법 또한 포함되어야 한다.
 - (3) 분해검사와 관련된 모든 맞춤 및 틈새에 대한 세부 내용.
 - (4) 교환 시기를 결정하는데 필요한 정보를 포함하여 마모 또는 규격에서 벗어난 부품들과 구성품들에 대한 수리 방법에 관한 세부 사항.
 - (5) 분해수리 시의 조립 순서와 방법.
 - (6) 분해 수리 이후의 시험 지침.
 - (7) 임의의 저장 제한사항을 포함하고 있는 저장에 대한 지침.
 - (8) 분해 수리 시 필요한 도구의 목록

K-UAM A35.4 감항성 한계 부분

감항성유지지침서는 문서의 나머지 부분과 분리되고 분명히 구별되는 감항성 한계라는 제목의 부분(section)을 포함해야 한다. 이 부분은 각 의무적인 교환 시간, 검사 주기 및 형식증명에 필요한 관련된 절차를 설명하여야 한다. 이 부분은 눈에 잘 띄는 위치에 다음과 같이 판독이 용이하도록 명시하여야 한다.

"감항성 한계 부분은 국토교통부장관이 승인하였으며 대체 프로그램에 대한 승인을 받지 못한 경우에는 「항공안전법」에 따른 정비사항을 규정하고 있다."