

第一種型式認証 安全基準 セクション 140-1(d) 受入れ可能な適合性証明方法

第II部 安全基準 (サーキュラー8-001)

・140-1 構造

(d) 第三者の上空における飛行、人若しくは家屋の密集している地域の上空における飛行、地上若しくは水上の人若しくは物件との間に 30m の距離を保てない飛行又は多数の者の集合する催し場所の上空における飛行を行う無人航空機にあっては、第三者又は物件に接触した際の危害を軽減する以下に例示するシステムによる機能を有するものでなければならない。

- (1) プロペラガード
- (2) 衝突した際の衝撃を緩和する素材
- (3) 衝突した際の衝撃を緩和するカバー
- (4) 衝突した際の衝撃を緩和するパラシュート

- 第一種型式認証の範囲が広いため、人口密度 390 人/平方キロメートル以下かつ最大離陸重量 50kg 未満の機体とそれ以上に分けて検討する。

人口密度 390 人/平方キロメートル以下かつ最大離陸重量 50kg 未満の機体

- セクション 140-1(d)の危害を軽減する程度を 90%のリスク軽減に設定する。

【適合性証明方法 1】

- 90%のリスク軽減を図る。
- 証明方法には EASA M2 (medium robustness) MoC (Doc. MoC Light-UAS.2512-01 Issue 1) の”1. Nominal target for M2 mitigation with medium integrity”に記載の Type1 から Type3 の手法を利用できる。なお、この手法で「クリティカルエリア」とあるものは、第一種型式認証の安全基準における「クラッシュエリア」と同義である。
- Type 1 について
 - (1) クリティカルエリアに対する 90%の軽減を使用する場合には、クリティカルエリアを以下 EASA M2 MoC のとおり設定し、D&R を算出する際の危害を軽減させる前のクリティカルエリアに整合させること (D&R 飛行試験時間は、一般に現状よりも長くなる場合が多いと想定される)。

Max characteristic dimension (m)		≤1	≤3	≤8	≤20	≤40
Nominal critical areas (m ²)	0.8	8	80	800	8000	80000

E.g. for an UA of 4 m, CAn = 800 m².

- (2) パラシュート等のエネルギーを軽減させる機能の使用などにより、人の身長（1.8m 想定）以下の高さで機体が横方向に流される面積を計算し、上記のクリティカルエリアと比較して 90%以下になることが示されればよい。
- Type 2 について

以下の 4 つのいずれかの方法が採用できる。

 - (1) ASTM F3389/F3389M-21 の手法で 90%の軽減の閾値（しきい値）に対応させて示すこと。
 - (2) 最も厳しい条件で人への衝撃による AIS 3 以上の傷害発生率が 30%未満であることを示すこと。
 - (3) 最大の衝撃エネルギーを 175 J 未満であることを示すこと。
 - (4) 人に伝わる最大の衝撃エネルギーを 80J 未満であることを示すこと。
- Type 3 について

Type 1 と Type 2 を組合せて 90%の軽減を実現することも受け入れられる。

これらに対する適合性証明方法は、EASA M2 (medium robustness) MoC (Doc. MoC Light-UAS.2512-01 Issue 1) の”2. General Means of Compliance for M2 medium robustness”に準拠して、制御不能な事象が発生した場合でも十分な信頼性をもってリスク軽減手段が機能することや、リスク軽減手段が第三者に追加のリスクを生じないことの根拠も含めて示す必要がある。

- 墜落した場合のリスク軽減を求めるセクション 140-1(d)の基準に対して、墜落するリスクを下げる証明を行う代替の方法を設定する。

【適合性証明方法 2（同等の安全性の考え方を利用）】

装備品及びシステムの設計について、以下の安全性評価を行うこと。

- 起こりうる故障によるハザード（不安全事象）を最小限にすること。
- 単一故障による死者の発生が想定されないことが合理的にいえること。
- ハザード（不安全事象）に至る故障又はその組合せを検知し、警告を発し、管理する方法が提供されること。

具体的な安全目標は以下のとおり。

- (1) 起こりうる故障状態により、制御不能に至らないこと。

(2) 致命的な故障状態が単一故障により発生しないこと。

- EUROCAE ED-280 のガイドラインを参考に機体のシステムについて機能ハザード解析 (Functional Hazard Analysis : FHA)、故障の木解析 (Fault Tree Analysis : FTA)、共通要因解析 (Common Cause Analysis) 等を含む安全性評価を実施し、致命的な故障状態 (Catastrophic Failure Condition。ここでは制御不能の故障状態をいう。) が単一の故障から生じないことや、制御不能の故障状態が起こりうる (Probable) 水準未満であることを定性的に示すこと。起こりうる (Probable) 故障状態とは、無人航空機一機あたりの使用期間 (使用開始から廃棄まで) に数回発生することが予想されるものをいう。定量的な評価の目安は、 $10^{-4}/\text{FH}$ ~ $10^{-5}/\text{FH}$ の水準未満とする。
- 安全目標を達成するために冗長性を実装した場合には、共通要因によって冗長な機能が故障することがないことを評価するため、共通要因解析を行う。共通要因としては、少なくとも以下を考慮すること。
 - 共通のエレクトロニック・ハードウェア
 - 共通のソフトウェア
 - 共通の動力源
 - 共通のリソースを提供するシステム (入力データ、GNSS 等の外部サービス等)

(注) 安全性評価による安全目標を達成するために必要な開発エラーの低減については、セクション 110 ソフトウェアの基準を、ソフトウェア及びエレクトロニック・ハードウェアが満たせばよい。

- 適合性証明方法 1 又は 2 による実証を可能な限り試みた上で、全てを達成できなかった場合の暫定処置を設定する。人口密度 390 人/平方キロメートル以下を満たす状況であっても、できる限り外出中の人の上空を避ける経路で飛行する限界事項を設定する条件で、セクション 140-1(d)の基準を満たしたものと見なす場合がある。どの程度の達成でこの特例を適用できるかは、個別に航空局との協議が必要である。
- 個別プロジェクトの審査において上記以外の適合性証明方法が提案された場合、上記と同等以上の水準の方法であることが確認できれば、受け入れられる。

人口密度 390 人/平方キロメートルを超える、又は最大離陸重量 50kg 以上の機体

【同等の安全性の考え方を利用した適合性証明方法】

1. 耐環境条件

機体を構成する重要な機器に対する装備品レベルの耐環境試験等の確性試験（Qualification Test）を RTCA DO-160、JIS W0812 等の規格を参考に無人航空機に適切な内容により実施すること。

2. 安全性評価

人口密度 390 人/平方キロメートル以下かつ最大離陸重量 50kg 未満の機体の【適合性証明方法 2（同等の安全性の考え方を利用）】で求められる事項に以下の注記を加える。

（注）安全性評価による安全目標を達成するために必要な開発エラー対策の開発保証として、ソフトウェア及びエレクトロニック・ハードウェアに対して以下の事項が網羅されていること。これを実施するために、最大の開発保証レベル（DAL）を C として ED-79B（ARP4754B）、AMC 20-115D 及び AMC 20-152A を活用することができる。

- 開発エラー低減の目的を実現するために実施される全ての活動及び作成されるデータが計画に定められていること。
- 無人航空機の形態毎に、実施される全ての活動、作成されるデータ及び全てのオープン・プロブレム・レポートが記録されること。
- 安全な運用に影響を与えるソフトウェア及びエレクトロニック・ハードウェアの機能が特定され、それらの機能の妥当性が検証されていること。
- 安全な運用に影響を与えるソフトウェア及びエレクトロニック・ハードウェアの機能が適切に実装されたことが検証されていること。
- 安全な運用に影響を与えるソフトウェア及びエレクトロニック・ハードウェアの形態が特定され、トレース可能であり、変更管理が行われ、承認を受けない変更から保護されていること。
- 変更を行う際には、変更の影響解析が行われること。
- 問題が見つかった場合には、問題が解消するまで、安全の影響を評価し、管理されること。
- 適切な活動が確実に行われるようプロセス保証活動を行うこと。

3. ヒューマンファクター

(1) 操縦者のヒューマンエラーで飛行包囲線図から逸脱しないよう自動の防護機能を設けること。適合性証明方法として、EASA の SAIL III Means of Compliance with OSO #18 “Automatic protection of the flight envelope from human errors”（2024 年 12 月）を活用することができる。

- i. 飛行包囲線図からの逸脱の防止に関連する飛行パラメータ（例：速度、迎角及び横滑り角、加速度、機体のピッチ及びバンク角、機体のピッチ、ロール及びヨーのレート、出力設定等）を特定し、飛行包囲線図からの逸脱を防止する機能を操縦系統に実装すること。この防止機能は、機体の操縦系統及び AE の操作装置のうち適切なものに実装すること。
- ii. 飛行包囲線図からの逸脱を防ぐ自動機能は、特定されるパラメータ又はクリティカルなパラメータの組合せによる、想定される運航条件を用いて、飛行試験、地上試験、解析、シミュレーション又はこれらの組合せにより実証すること。
- iii. 操縦系統は、操縦者に必要なフィードバックを提供し、操縦者が適切な水準の制御を回復できるようにすること。

(2) 操縦者が操作装置のインターフェースについてヒューマンファクター検証を行うこと。適合性証明方法として、EASA の SAIL III Means of Compliance with OSO#19/#20 “HMI”（2025 年 7 月）を活用することができる。

- i. 防止するか、適時に検知して回復しなければ安全な運用に影響するヒューマンエラーについて、システムが検知や回復をする設計であること。
- ii. 無人航空機システムの情報及び操作のためのインターフェースが明瞭かつ簡潔に示され、混乱を生じることなく、過大な疲労や運航の安全に悪影響を与えるおそれのある操縦者のエラーを誘発しないこと。