交　通　部　民　用　航　空　局

民　　航　　通　　告

主旨：遙控無人機檢驗程序申請指南（Guidance and Procedure for Drone Inspection）		
發行日期：109.03.31	編號：AC 107-002	發行單位：飛航標準組

一、目的：

本通告提供申請各項遙控無人機檢驗合格證之程序說明，以確保遙控無人機符合我國民用航空法第 99 條之 11、第 99 條之 17、「遙控無人機管理規則」(以下簡稱管理規則)第 13 條及第 15 條，有關遙控無人機之相關檢驗作業規定。

二、修正說明：

新訂。

三、背景說明：

為使申請人在遙控無人機之檢驗項目，以及作業申請流程上有所瞭解及依循，本通告說明遙控無人機型式檢驗、型式改裝檢驗、型式檢驗認可、實體檢驗及特種實體檢驗之作業程序，以符合法規與實際申請程序之需求。

四、需求說明：

（一）依管理規則第 3 章第 13 條第 1 項，遙控無人機之設計、製造、改裝，應由設計者、製造者或改裝者檢附「遙控無人機檢驗申請書」，向民航局申請型式檢驗，經型式檢驗合格者，發給「遙控無人機型式檢驗合格證」，並發給「型式檢驗標籤」。

（二）依管理規則第 3 章第 13 條第 2 項，自國外進口之遙控無人機，應由進口者依第一項規定，向民航局申請型式檢驗，或檢附「國外進口檢驗認可申請書」，向民航局申請認可。經認可者，發

給型式認可證明及型式認可標籤。

（三）依管理規則第 3 章第 15 條第 1 項，最大起飛重量 25 公斤以上之遙控無人機，為確保遙控無人機符合設計、製造、改裝之性能諸元，應由其所有人檢附「遙控無人機檢驗申請書」向民航局申請實體檢驗，經檢驗合格者，發給「遙控無人機實體檢驗合格證」。

（四）依管理規則第 3 章第 15 條第 2 項，最大起飛重量 25 公斤以上之遙控無人機，為自行製造、使用者，其所有人應檢附「遙控無人機檢驗申請書」，向民航局合併申請型式檢驗及實體檢驗。經檢驗合格後，發給「遙控無人機特種實體檢驗合格證」。

五、執行要點說明：

（一）遙控無人機型式檢驗合格證申請者，應遵循民航局所制訂之相關遙控無人機檢驗規定，設計其遙控無人機。

（二）遙控無人機應依其申請證書類別，檢附本執行要點所提列之相關文件，由相關人員檢附申請書向民航局申請檢驗。

（三）受委託機關(構)、團體辦理檢驗業務者，應依各檢驗類別所需之檢驗查檢表項目及其紀錄規定，執行遙控無人機之檢驗。

（四）受委託機關(構)、團體辦理檢驗業務者，應經民航局審核並具備下列資格之一：

1、從事航空工業或相關工業之工程、品管或檢驗、試驗機構，經目的事業主管機關核准在案之公、民營事業機構。

2、除學校以外，具有遙控無人機檢驗能力之政府機關、行政法人、經政府登記在案之財團法人或社團法人。

（五）受委託機關(構)、團體辦理檢驗業務者，應指定具備下列條件之檢驗代表從事檢驗作業：

1、大專以上畢業。

2、具有遙控無人機設計、製造、改裝或操作等相關經驗三年以上。

3、熟悉相關檢驗法規、標準、程序及工作指引。

4、完成民航局所辦理之檢驗相關訓練或講習並取得合格證明文件者。

（六）依檢驗類別規定，除提供各類查檢表外，必須一併提供查檢表中所列之規範文件、檢測分析報告及其他補充之佐證文件。

（七）申請型式檢驗之業者，可參照「民航通告：遙控無人機作業手冊」，自行分析操作特性及限制，選用適用的檢驗基準。

（八）遙控無人機型式檢驗、型式認可、實體檢驗及特種實體檢驗之合格證申請作業流程，說明如下：

檢驗類別	申請	文件審查	實地審查	審查總結	給證	標籤
型式檢驗	V	V	O	V	V	V
型式認可(2)	V	V(3)	N/A	V	V	V
實體檢驗	V	V	V	V	V	N/A
特種實體檢驗	V	V	V	V	V	N/A

備註：(1)V 必要；O 視需要；N/A 無

(2)型式認可：指自國外進口之遙控無人機

(3)針對遙控無人機，無法取得國外主管機關所發給之檢驗合格相關證明文件者，需向我國民航局申請型式檢驗。

（九）型式檢驗

1、申請

(1)遙控無人機之設計、製造、改裝，應由設計者、製造者或改裝者檢附「遙控無人機檢驗申請書」(附件一)，向民航局申請型式檢驗。

2、文件審查

(1)申請者必須依「文件審查表」(附件二)，及檢驗產品構造之「型式檢驗符合性查檢表」(附件三)所列需求，進行自評，並提交相關文件及研製佐證資料予檢驗單位，進行文件審查。

(2)依照申請者所提供之資料，進行文件之清點，包括：

A、「遙控無人機檢驗申請書」

B、「文件審查表」(包括審查表中所列需提供之佐證文件)

C、「型式檢驗符合性查檢表」(包括查檢表中所列需提供之佐證文件)

(3)檢驗單位依照申請者針對「型式檢驗符合性查檢表」，各需求項目提列之所有證明文件，進行符合性驗證與審查。

(4)查閱申請者所提供之各項檢驗文件內容，是否滿足文件審查需求，如不符合，通知申請者於指定期限內補件。

3、實地審查(視需要執行)

(1)實地審查前，確定已完成各項聯絡及檢驗準備工作。

(2)實地審查項目，應包括檢測儀器或設備、廠房設施、執行飛行測試或功能測試等。

(3)檢驗單位針對製造商所附之「型式檢驗符合性查檢表」項目中，存有疑慮之佐證文件或需進行飛行測試、功能驗證等之項目，赴製造商生產基地進行實物測試與驗證。

(4)實地審查應確認受檢遙控無人機之各項儀表、裝備、尺寸與原廠手冊相符；對於外型結構尺寸如有懷疑，得實際測量。如有不符時，申請者應提出相關文件說明。

(5)檢驗單位需使用符合規定的各種檢測裝備、測試方法執行各項檢驗工作。

(6)實地審查之地點，應為受檢遙控無人機核准之活動場地為原則。

4、審查總結

(1)審查及檢驗結束後，檢驗單位應儘速完成檢驗報告，包

括：

A、填寫「遙控無人機檢驗紀錄表」(附件四)。

B、若無需申請者進行改正行動時，檢驗單位應於 7 個工作天內，綜整各項檢驗資料，並依本程序規定格式提出「遙控無人機檢驗報告表」(附件五)。

C、若申請者需進行缺點改正行動，申請者需於審查或檢驗作業結束後 30 日內，將缺點改正至符合檢驗要求後，申請遙控無人機複驗，但經民航局同意展延期限者不在此限；複驗得以書面、實體或實地審查方式辦理。

(2)遙控無人機經民航局或檢驗單位檢驗合格作成檢驗紀錄後，由民航局發給遙控無人機檢驗合格證。

(3)檢驗單位應將每次檢驗結果造冊報請民航局備查。

5、給證說明

(1)遙控無人機之設計、製造或改裝，經型式檢驗合格者，經型式檢驗合格者，發給「遙控無人機型式檢驗合格證」(附件六)。其形式構造簡單經民航局公告之遙控無人機，得免辦理檢驗。

(2)已取得「遙控無人機型式檢驗合格證」，如需進行構型變更，且符合本民航通告第(十一)點規定之條件，應由設計、製造或改裝者檢附「遙控無人機檢驗申請書」，向民航局重新申請型式檢驗。

6、標籤

(1)遙控無人機之設計、製造或改裝，經型式檢驗合格者，發給型式檢驗標籤，如附件七。

(2)本項型式檢驗標籤可用於同廠牌、同型號之遙控無人機。

（十）型式認可

1、申請

(1)本型式認可申請僅適用於自國外進口之遙控無人機。

(2)自國外進口之遙控無人機，應由進口者檢附「遙控無人

機檢驗申請書」，向民航局申請型式檢驗，或檢附「國外進口檢驗認可申請書」(附件八)，向民航局申請認可。

(3)進口者以型式檢驗方式申請或無法取得國外主管機關所發給之檢驗合格相關證明文件者，其申請流程依照(九)型式檢驗程序辦理。

2、文件審查

(1)申請者必須依「文件審查表」及「國外進口檢驗認可申請書」之需求，提交相關證明文件，進行審查。

(2)進口者以型式檢驗方式申請或無法取得國外主管機關所發給之檢驗合格相關證明文件者，依照(九)型式檢驗程序辦理。

(3)查閱進口者所提供之各項檢驗文件內容，是否滿足文件審查需求，如不符合，通知進口者於指定期限內補件。

3、實地審查

無。

4、審查總結

(1)審查及檢驗結束後，檢驗單位應儘速完成檢驗報告，包括：

A、填寫「遙控無人機檢驗紀錄表」。

B、若無需進口者進行改正行動時，檢驗單位應於 7 個工作天內，綜整各項文件審查資料，並依本程序規定格式提出「遙控無人機檢驗報告表」。

C、若進口者需進行缺點改正行動，進口者需於審查或檢驗作業結束後 30 日內，將缺點改正至符合審查要求後，申請書面文件複驗，但經民航局同意展延期限者不在此限。

(2)遙控無人機經民航局或檢驗單位檢驗合格作成檢驗紀錄後，由民航局發給型式認可證明及認可標籤。

(3)檢驗單位應將每次檢驗結果造冊報請民航局備查。

5、給證說明

(1)經審查合格後，發給型式認可證明(附件九)。

(2)其形式構造簡單經民航局公告之遙控無人機，得免辦理檢驗或認可。

6、標籤

(1)經審查合格後，發給型式認可證明及認可標籤，如附件七。

(2)本項認可標籤可用於同廠牌、同型號之遙控無人機。

（十一）構型變更檢驗或認可

已取得「型式檢驗合格證」或「型式認可證明」之遙控無人機，其涉及設計、製造或改裝符合下列規定之一，需重新申請型式檢驗改裝之「型式檢驗合格證」或「型式認可證明」。

1、影響到規範定義之規格、重量、可靠度、維修度、飛行安全或操作特性等性能需求。

2、影響到其他系統之組合、安裝方式或界面定義。

3、影響後續顧客服務、後勤維修、操作手冊、飛行手冊、備份件或支援裝備等。

（十二）實體檢驗

1、申請

(1)最大起飛重量 25 公斤以上之遙控無人機，為確保遙控無人機符合設計、製造、改裝之性能諸元，應由其所有人檢附「遙控無人機檢驗申請書」向民航局申請實體檢驗。

2、文件審查

(1)所有人必須依「文件審查表」之需求，提交相關文件及研製佐證資料予檢驗單位進行文件審查。

(2)依照所有人提供之資料，進行文件之清點，包括：

A、「遙控無人機檢驗申請書」

B、「文件審查表」(包括審查表中所列需提供之佐證文件)

(3)查閱所有人提供之各項佐證文件內容，是否滿足文件審查需求，如不符合，通知所有人於指定期限內補件。

3、實地審查

檢驗單位依照所有人申請檢驗產品構造別，使用對應的「實體檢驗查檢表」(附件十)，進行符合性驗證與實地審查。

(1)實地審查前，確定已完成各項聯絡及檢驗準備工作。

(2)實地審查項目，應包括檢測儀器或設備、廠房設施、執行飛行測試或功能測試等。

(3)檢驗單位針對「實體檢驗查檢表」所列之檢驗項目中，進行驗證與查核。

(4)實地審查應確認受檢遙控無人機之各項儀表、裝備、尺寸與原廠手冊相符；對於外型結構尺寸如有懷疑，得實際測量。如有不符時，所有人應提出相關文件說明。

(5)檢驗單位需使用符合規定的各種檢測裝備、測試方法執行各項檢驗工作。

(6)實地審查之地點，應為受檢遙控無人機核准之活動場地為原則。

4、審查總結

(1)審查及檢驗結束後，檢驗單位應儘速完成檢驗報告，包括：

A、填寫「遙控無人機檢驗紀錄表」。

B、若無需所有人進行改正行動時，檢驗單位應於 7 個工作天內，綜整各項檢驗資料，並依本程序規定格式提出「遙控無人機檢驗報告表」。

C、若所有人需進行缺點改正行動，所有人需於審查或檢驗作業結束後 30 日內，將缺點改正至符合檢驗要求後，申請遙控無人機複驗，但經民航局同意展延期限者不在此限；複驗得以書面、實體或實地審查方式辦理。

(2)遙控無人機經民航局或檢驗單位檢驗合格作成檢驗紀錄

後，由民航局發給遙控無人機檢驗合格證。

(3)檢驗單位應將每次檢驗結果造冊報請民航局備查。

5、給證說明

(1)經檢驗合格者，並確認符合原始設計規範後，發給「遙控無人機實體檢驗合格證」(附件十一)。

(2)為定期確保遙控無人機符合設計、製造、改裝之性能諸元，實體檢驗合格證之有效期限為三年。

(3)實體檢驗合格證應於屆期前三十日內，由其所有人檢附原檢驗合格證影本，向民航局申請重新檢驗。

(4)已取得「遙控無人機實體檢驗合格證」，如需進行構型變更，且符合本民航通告第(十一)點規定之條件，應由所有人檢附「遙控無人機檢驗申請書」，向民航局申請特種實體檢驗證。

（十三）特種實體檢驗

1、申請

(1)最大起飛重量 25 公斤以上之遙控無人機，為自行製造、使用者，其所有人應檢附「遙控無人機檢驗申請書」，向民航局合併申請型式檢驗及實體檢驗。

(2)民航局或檢驗單位將依照所有人針對「特種實體檢驗查檢表」(附件十二)，各需求項目提列之所有證明文件，進行符合性驗證與審查。

2、文件審查

(1)所有人必須依「文件審查表」，及檢驗產品構造之「特種實體檢驗查檢表」所列需求，進行自評，並提交相關文件及研製佐證資料予檢驗單位，進行文件審查。

(2)依照所有人提供之資料，進行文件之清點，包括：

A、「遙控無人機檢驗申請書」

B、「文件審查表」(包括審查表中所列需提供之佐證文件)

C、「特種實體檢驗查檢表」(包括查檢表中所列需提供

之佐證文件)

(3)查閱所有人提供之各項檢驗文件內容，是否滿足文件審查需求，如不符合，通知所有人於指定期限內補件。

3、實地審查

(1)實地審查前，確定已完成各項聯絡及檢驗準備工作。

(2)實地審查項目，應包括檢測儀器或設備、廠房設施、執行飛行測試或功能測試等。

(3)檢驗單位針對所有人所附之「特種實體檢驗查檢表」項目中，存有疑慮之佐證文件或需進行飛行測試、功能驗證等之項目，赴所有人自製場地進行實物測試與驗證。

(4)實地審查應確認受檢遙控無人機之各項儀表、裝備、尺寸與原廠手冊相符；對於外型結構尺寸如有懷疑，得實際測量。如有不符時，所有人應提出相關文件說明。

(5)檢驗單位需使用符合規定的各種檢測裝備、測試方法執行各項檢驗工作。

(6)實地審查之地點，應為受檢遙控無人機核准之活動場地為原則。

4、審查總結

(1)審查及檢驗結束後，檢驗單位應儘速完成檢驗報告，包括：

A、填寫「遙控無人機檢驗紀錄表」。

B、若無需所有人進行改正行動時，檢驗單位應於 7 個工作天內，綜整各項檢驗資料，並依本程序規定格式提出「遙控無人機檢驗報告表」。

C、若所有人需進行缺點改正行動，所有人需於審查或檢驗作業結束後 30 日內，將缺點改正至符合檢驗要求後，申請遙控無人機複驗，但經民航局同意展延期限者不在此限；複驗得以書面、實體或實地審查方式辦理。

(2)遙控無人機經民航局或檢驗單位檢驗合格作成檢驗紀錄

後，由民航局發給遙控無人機檢驗合格證。

(3)檢驗單位應將每次檢驗結果造冊報請民航局備查。

5、給證說明

(1)經檢驗合格後，發給「遙控無人機特種實體檢驗合格證」(附件十三)，始得從事飛航活動。

(2)特種實體檢驗合格證之遙控無人機，因其設計、製造之性能及操作，不同於一般之遙控無人機，故經民航局審查後給與不等之有效期限，並註記於檢驗合格證中，其效期最長不逾三年。

(3)特種實體檢驗合格證應於屆期前三十日內，由其所有人檢附原檢驗合格證影本，向民航局申請重新檢驗。

（十四）檢驗之試飛規定

1、申請型式檢驗或特種實驗檢驗，以原型機進行試驗飛行前，須以自製遙控無人機方式於遙控無人機規範管理系統進行註冊，並由民航局或檢驗單位依照「型式檢驗符合性查檢表」或「特種實體檢驗查檢表」確認完成相關地面檢查、測試及分析後，並參照「實體檢驗查檢表」檢查遙控無人機之安全性，發給臨時檢驗合格證，始得於管理系統申請進行試驗飛行。

2、有關試飛相關作業規定，請參照「民航通告：遙控無人機試飛規範與注意事項」。

六、相關規定及參考文件：

（一）01-01A 「民用航空法」。

(二)「遙控無人機管理規則」。

(三)「遙控無人機檢驗基準」。

簽署：林俊良

飛航標準組組長林俊良

附件一 遙控無人機檢驗申請書

中華民國交通部民用航空局
CIVIL AERONAUTICS ADMINISTRATION
MINISTRY OF TRANSPORTATION AND COMMUNICATIONS, R.O.C

遙控無人機檢驗申請書

APPLICATION FOR DRONE INSPECTION CERTIFICATE

1. 申請人名稱 Name of applicant	6. 申請證書類別 Application made for	7. 檢驗產品構造 Category
2. 地址 Address of applicant	☐ 型式檢驗證 (Type Inspection Certificate) ☐設計、製造 ☐改裝(原型式檢驗證號：_____)	☐ 無人飛機 Aeroplane ☐ 無人直昇機 Helicopter ☐ 無人多旋翼機 Muti-Rotors ☐ 其它 Other (　　)
3. 電話 Tel		
4. 傳真 Fax	☐ 實體檢驗證 (Inspection Certificate)	
5. 電子郵件 E-mail	☐ 特種實體檢驗證 (Special Inspection Certificate)	

8. 型式免驗 Non-Inspection Waiver（填寫8a Complete item 8a below）

a.	無人機型式名稱 Model designation(s) （附上所申請之遙控無人機型式清單上產品之設計、材質、規範、構造及性能之技術資料/藍圖 All models listed are to be completely described in the required technical data, including drawings representing the design, material, specifications, construction, and performance of the drone, engine, propeller which is the subject of this application.）

9. 型式檢驗合格證 TYPE CERTIFICATE（設計、製造者填寫9a Complete item 9a below）

a.	無人機型式名稱 Model designation(s) （附上所申請之遙控無人機型式清單上產品之設計、材質、規範、構造及性能之技術資料/藍圖 All models listed are to be completely described in the required technical data, including drawings representing the design, material, specifications, construction, and performance of the drone, engine, propeller which is the subject of this application.）

10. 型式檢驗合格證 TYPE INSPECTION CERTIFICATE（改裝者填寫10a-b Complete items 10a-b below)

a.	改裝之無人機型式及製造廠 Make and model designation of drone to be modified
b.	改裝內容描述 Description of modification

11. 實體檢驗合格證INSPECTION CERTIFICATE OF DRONE（填寫11 Complete item 11）

註冊號碼*：
實體檢驗合格證號碼(第一次得免填)：　　有效期限：

*第一次申請實體檢驗者，其註冊號碼得於檢驗合格後，由所有人或檢驗者代為申請後填註。

12. 特種實體檢驗合格證 SPECIAL INSPECTION CERTIFICATE OF DRONE 填寫12 Complete item 12）

註冊號碼*：
特種實體檢驗合格證號碼(第一次得免填)：　　有效期限：
製造者：
無人機構造：
無人機型式：
最大起飛重量：
使用目的：
*第一次申請特種實體檢驗者，其註冊號碼得於檢驗合格後，由所有人或檢驗者代為申請後填註。

13. 保證 – 本人保證上述聲明屬實 I certify that the above statements are true.

14. 申請人簽章 Signature of certifying official	15. 日期 Date

附件二 文件審查表

中華民國交通部民用航空局
CIVIL AERONAUTICS ADMINISTRATION
MINISTRY OF TRANSPORTATION AND COMMUNICATIONS, R.O.C

遙控無人機文件審查表

DOCUMENT REVIEW LIST OF DRONE

1.申請人名稱 Name of Applicant	6.申請證書類別 Application made for	7.遙控無人機產品類別 Drone Category
2.地址 Address of Applicant	☐ 型式檢驗合格證 (Type Inspection Certificate) ☐設計、製造 ☐改裝(原型式檢驗合格證號：_____)	☐ 無人飛機 Aeroplane ☐ 無人直昇機 Helicopter ☐ 無人多旋翼機 Multi-Rotors ☐ 其它 Other (_____)
3.電話 Tel	☐ 型式認可證明 (Type Validation Approval)	
4.傳真 Fax	☐ 實體檢驗合格證 (Inspection Certificate)	
5.電子郵件 E-mail	☐ 特種實體檢驗合格證 (Special Inspection Certificate)	

8.型式檢驗合格證 (Type Inspection Certificate)

☐ 申請書(Application) ☐ 型式檢驗符合性查檢表 (Compliance Check List for Type Inspection Certificate) ☐ 設計規範(Design Specification) ☐ 設計圖(Design Drawings) ☐ 操作手冊(Operation Manual) ☐ 組裝或維護手冊(Assembly or Maintenance Manual) ☐ 檢測及分析資料(Inspection/Test/Analysis Records) ☐ 品質保證手冊(Quality Assurance Manual)	其他佐證文件(Other Substantiation Documentation) _____ _____

9.型式認可證明 (Type Inspection Validation Approval)

☐ 申請書(Application)
☐ 外國主管機關核發檢驗合格證明文件(Inspection Approval from Foreign Authorities)
☐ 性能諸元文件(Documents of Performance Data)

10.實體檢驗合格證 (Inspection Certificate)

☐ 申請書(Application) ☐ 型式檢驗合格標籤 (Type Inspection Certificate Tag) ☐ 實體檢驗合格證查檢表(Check List for Inspection Certificate) ☐ 操作手冊(Operation Manual) ☐ 組裝或維護手冊(Assembly or Maintenance Manual)	其他佐證文件(Other Substantiation Documentation) _____ _____

11.特種實體檢驗合格證 (Special Inspection Certificate)

☐ 申請書(Application) ☐ 特種實體檢驗合格證查檢表 (Check list for Special Inspection Certificate) ☐ 設計規格(Design Specifications) ☐ 設計圖(Design Drawings) ☐ 操作手冊(Operation Manual) ☐ 維護手冊(Maintenance Manual) ☐ 檢測記錄(Inspection/Test Records)	其他佐證文件(Other Substantiation Documentation) _____ _____

12.保證 – 本人保證上述聲明屬實 I certify that the above statements are true.

13.申請人簽章 Signature of Certifier	日期 Date

附件三 型式檢驗符合性查檢表

(一)遙控無人飛機型式檢驗符合性查檢表

(二)遙控無人直昇機型式檢驗符合性查檢表

(三)遙控無人多旋翼機型式檢驗符合性查檢表

遙控無人飛機型式檢驗符合性查檢表

符合性查檢表目錄：

(A) 遙控無人機系統設計與製造標準規範

(B) 遙控無人機系統電池使用標準規範

(C) 遙控無人機系統控制信號系統設計標準規範

(D) 遙控無人機系統品質保證標準規範

(E) 遙控無人機系統生產驗收標準規範

(F) 遙控無人機系統飛行手冊標準規範

(G) 遙控無人機系統維修與持續適航標準規範

(A) 遙控無人機系統設計與製造標準規範

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.1	一般 General:											
1.1.1	遙控無人機系統的設計和製造，應確保符合我國交通部民航局(CAA)要求的遙控無人機系統限制和性能。 The UAS shall be designed and constructed to meet UAS limitations and performance capabilities required by the CAA.											
1.1.2	遙控無人機的設計和製造，其最大飛行空速不得超過我國交通部民航局(CAA)授權的最大空速。除此之外，在一般操作條件下，若 CAA 之最高限速高於操作地區本身的限速定義，則取其較低者做為最高限速之訂定。 The UA shall be designed and constructed so that the maximum level flight speed cannot exceed the maximum airspeed authorized by the CAA. In addition, the maximum level flight airspeed should not exceed an airspeed that would prevent the UA from remaining within the confines of the defined operational area without excessive maneuvering or exceptional pilot skill.											
1.1.3	遙控無人機系統應採用適當且合理的工程設計和驗證技術。測試與驗證應依照本											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	需求之 1.11 節進行，並記錄其測試結果。 The UAS shall be designed using appropriate and reasonable engineering design and verification techniques. Test shall be conducted in accordance with section 1.11 to verify that the design requirements have been satisfied and the results of the tests recorded and available for future reference.											
1.1.4	遙控無人機系統之設計和製造，應確保在施加動力時能提供明確、安全的操作狀態。 The UAS shall be designed and constructed to initialize in a known, safe state when power is applied.											
1.1.5	遙控無人機的設計和製造應以減少飛行中發生碰撞或迫降而產生火災、爆炸或釋放危險化學品、材料和易燃液體或氣體及其組合的可能性。但不侷限於意外中所造成的災害，例如遙控無人機墜機、電池燃燒等。 The UA should be designed and constructed to minimize the likelihood of fire, explosion, or the release of hazardous chemicals, materials, and flammable liquids or gasses, or a combination thereof, in flight or in the event of a crash, hard landing, or ground handling mishap. This includes, but is not limited to: containing the fire if the UA crashes; protecting first responders from hazards at the crash site; use of flame											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	resistant materials; suppression of in-flight fires; and protection against battery-induced fires.											
1.1.6	在設計過程中，製造商應確保遙控無人機重心的允許範圍和位置，包括所有預定酬載、燃料、電池和其他乘載物品的重心，均在此允許重量和範圍內。若允許移除或添加穩流裝置，必須於飛行手冊中說明有關穩流裝置的裝卸、標記和固定方式，並確保其重心及具足夠的空氣動力學穩定性。飛行手冊應註明遙控無人機重心量測及驗證之方法。 During the design process, the manufacturer shall determine the permissible range of weight and positions of the center of gravity of the UA. The UA shall then be designed and constructed to ensure that the center of gravity remains within this permissible weight and range for all intended payloads, fuel, batteries, and other onboard items. If removing/ adding ballast is permitted, the UAS aircraft flight manual shall include instructions with respect to loading, marking, and securing of removable ballast and ensuring the center of gravity remains within limits that can be controlled by the control system and ensures adequate aerodynamic stability. The aircraft flight manual shall have a method to verify or calculate CG location.											
1.1.7	在設計過程中，製造商應確保遙控無人機的最大起飛總重量和操作時最小之空機											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	重量。 During the design process, the manufacturer shall determine the maximum takeoff gross weight and minimum operational empty weight for the UA.											
1.1.8	遙控無人機系統的設計和製造，應以減少對人員的傷害與操作過程中財產的損失為主。 The UAS should be designed and constructed to minimize injury to persons or damage to property during operation.											
1.1.8.1	應盡量減少使用暴露的剛性尖銳結構物體的設計。對於可能因誤用或誤操作而導致傷害的零件，應在遙控無人機飛行手冊中增加警告或注意說明。 Designs that use exposed, rigid sharp structural objects should be minimized. For those systems that might have components capable of causing injury due to misuse or mishandling, a warning/caution statement should be added to the aircraft flight manual alerting the crew to the risk.											
1.1.8.2	遙控無人機的設計，應確保能使其保持可控性和可預測性，或者在單個正常控制面不對稱展開的情況下，執行安全恢復操作，如高升力或阻力裝置(例如：後緣襟翼、前緣襟翼或板條、擾流板、副翼等)。 The UA shall be designed so that the UA will remain controllable and predictable or											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	capable of performing a safe recovery maneuver in the event of asymmetric deployment of any single, normal control surface as well as high-lift/drag devices (trailing edge flaps, leading edge flaps or slats, spoilers, flaperons, and the like).											
1.1.9	遙控無人機的設計和製造，應確保所有扣件在飛行及其環境範圍內，保持鎖固與安全。 The UA shall be designed and constructed so that all fasteners will remain secure over the operational and environ-mental range of flight conditions.											
1.1.10	遙控無人機的設計和製造，應確保於起飛前所有可以迅速開啟的進手門、蓋板、艙口等都已被鎖固。 The UA should be designed and constructed so that it is possible to determine quickly that all doors, panels, and hatches that can be opened are secured before takeoff.											
1.1.11	製造方面-除上述製造要求外： Construction-In addition to construction require-ments specified above:											
1.1.11.1	遙控無人機系統之設計，應確保使用具有高強度、耐腐蝕性和耐久性特性的材料。 The UAS should incorporate materials that have the strength, corrosion resistance, and durability characteristics appropriate to the application in the design.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.1.11.2	應使用具吸能之結構。 Energy absorbing structure should be used wherever possible.											
1.1.11.3	材料設計強度應基於製造/供應商提供之分析或測試或兩者皆用方式獲得，並確保材料設計強度達標。並予以記錄相關的分析、測試佐證文件以供日後參考。 Material strength design properties should be based on analysis or testing, or both, determined by the manufacturer/supplier that confirms these material strength design properties have been achieved. Documentation of this analysis or testing, or both, should be recorded and available at either the manufacturer's or supplier's location (as appropriate) for future reference.											
1.2	結構 Structure:											
1.2.1	遙控無人機結構的設計和製造，應確保： The UA structure shall be designed and constructed so that:											
1.2.1.1	製造商/供應商應透過分析或測試，以確保結構在 1.5 倍限制負載(limit loads)下不會失效。 The structure will not fail at 1.5 times the limit loads. This shall be verified either through analysis or testing as determined by the manufacturer/supplier.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.2.1.2	製造商/供應商應透過測試，以確保結構在 1.5 倍限制負載(limit loads)下，不會產生飛行控制面的膠合異常(束縛或粘黏)、刮傷或干涉現象產生。 Binding, chafing, or jamming of controls do not occur at 1.5 times the limit load thresh hold. This shall be verified by test.											
1.2.1.3	結構承受限制負載及彈射回收負載，而不會產生永久變形。 The structure can withstand limit loads and launch and recovery loads without permanent deformation.											
1.2.2	為滿足持續安全飛行需求，遙控無人機及其系統的設計與製造，應確保於擬定的飛行包絡線範圍內，能承受由分析或飛試預測出之負載而不至於損壞，此負載包括大氣陣風或突發操控負載，或兩者之組合。 The UA and systems required for continued safe flight shall be designed and constructed to be capable of supporting flight loads predicted by analysis or flight test to be encountered throughout the proposed flight envelope to include atmospheric gusts or evasive maneuvering loads, or both.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.2.3	持續安全飛行所需的遙控無人機及其系統的設計和製造，應能承受正常的著陸衝擊負荷下，不影響後續飛安的損壞，並能夠按照確保程序進行維修，修理和檢查繼續安全運行。 The UA and systems required for continued safe flight shall be designed and constructed to withstand normal landing impact loads without damage that would affect safety of flight of subsequent flights unless it can be maintained, repaired, and inspected as per procedures that will ensure continued safe operation.											
1.2.4	製造商應制定並提供說明能確保飛行前已獲得航運或搬運過程中，造成的任何損壞。並將以上說明納入飛行手冊中飛行前檢查程序的一部分，或包含在製造商認為必要的其他說明中。 The manufacturer shall develop and provide instructions to ensure any damage caused by shipping or handling are identified prior to flight. These instructions should normally be part of the pre-flight inspection procedures in the aircraft flight manual but may be included in other instructions as deemed necessary by the manufacturer.											
1.3	推進系統 Propulsion:											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.3.1	推進系統(包括發電系統與電池)的設計、性能和製造，應滿足： The propulsion system (including batteries for electric power plants) shall be designed and constructed to:											
1.3.1.1	在飛機的整個飛行包絡線中，推進系統均可正常操作； Operate throughout the flight envelope,											
1.3.1.2	各項主附件的設計安裝，需符合推進系統供應商的技術手冊要求； Conform to the installation instructions provided by the propulsion system supplier, and											
1.3.1.3	於飛行中或地面上，具有立即切斷點火電源或中斷供應燃油的設計。 Have a positive means to cut off ignition or fuel flow both in-flight and on the ground.											
1.3.2	在符合推進系統製造商/發動機供應商或兩者的技術手冊要求，導控站針對推進系統控制及數據顯示的設計與製造，應滿足所有操作環境均能安全地控制推進系統。例如包括： Propulsion system controls and displays at the control station shall be designed and constructed to be adequate to control the propulsion system safely under all operating conditions as determined by the manufacturer or the engine supplier, or both. Examples include:											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.3.2.1	能夠藉由多個感測器參數，研判推進系統是處於打開或關閉的狀態； Ability to be able to observe whether engine is on or off (corroborated by multiple sensors).											
1.3.2.2	能夠立即關閉發動機； Ability to command the engine off quickly.											
1.3.2.3	在啟動或關閉發動機時，能夠具備多步驟的保護措施操作； Ability to have a multi-step safeguard in turning the engine on or off.											
1.3.2.4	使用推進系統製造商/發動機供應商或兩者認定或建議的重要發動機儀器或設備，以便能夠正確地操控發動機，例如：燃油流量/壓力、引擎轉速、進氣歧管壓力、化油器結冰探測器、冷卻系統溫度、排氣溫度、內燃機引擎汽缸頭溫度以及發電機溫度等(或適用於推進系統設計的其他參數)。 註 1-不適用於使用簡易航空器無線電控制設備的旋翼航空器或手動控制的遙控無人機系統。 Vital engine instruments as determined by the manufacturer or engine supplier/manufacturer, or both, as necessaryto properly control the engine such as: fuel flow and pressure,RPM, manifold pressure, carburetor icing detector, exhaust temperature, and cylinder head temperature for combustion engines and current,											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	temperature, etc for electric propulsion (or other parameters applicable to the propulsion system design). NOTE 1-May not be applicable for rotorcraft or manually controlled UAS using simple model aircraft radio control equipment.											
1.3.3	螺旋槳 Propellers:											
1.3.3.1	確保螺旋槳為非金屬材質。 All propellers should be non-metallic.											
1.3.3.2	螺旋槳(固定和可變螺距)的設計應具有足夠的結構強度。 Propellers (both fixed and variable pitch) should be designed to have adequate structural strength.											
1.3.3.3	應確保推進系統動力輸出軸轉速和螺旋槳轉速，不超過供應商/製造商規定的數值。 Provisions shall be made to ensure that the propulsion system shaft and propeller rotational speed do not exceed the value specified by the supplier.											
1.3.4	推進系統的設計，應該盡量減少除燃料或電力不足以外的其他原因造成的故障，並且能在整個系統的預期生命週期內，或在達到製造商/供應商律定的檢查或更											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	換週期之前，正常運作。 The propulsion system should be designed to mini-mize failure for reasons other than insufficient fuel or electrical power and to support normal operations throughout the antici-pated lifecycle of the system or until reaching the manufacturer / supplier-determined inspection or replacement interval.											
1.3.5	燃油與滑油系統-針對使用內燃機推進系統的遙控無人機： Fuel and Oil Systems-For UA using a combustion propulsion system:											
1.3.5.1	燃油與滑油系統的設計和製造，應滿足推進系統供應商/製造商技術手冊規範的燃油與滑油存量、流量及油壓需求，以利燃油與滑油系統能滿足飛機於整個飛行包絡線中使用需求。 The fuel and oil systems shall be designed and constructed to be capable of supplying fuel and oil to the power plant throughout the entire flight envelope at the required rate and pressure specified by the propulsion system supplier;											
1.3.5.2	燃油與滑油系統的設計和功能構造，應具備存量讀值判定功能。 The fuel and oil systems shall be designed so that there is a means of determining the amount of fuel and oil on board when the UA is on the ground, whether via internal UA systems or external means;											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.3.5.3	燃油與滑油系統所使用的油管、配接器、閥門、O 型環和油封片等物品，均需使用耐油材料，以利能抵抗燃油、滑油或潤滑油的侵蝕老化。 Piping, fittings, valves, O-rings, and gaskets used shall be resistant to deterioration caused by fuel, oil, and lubricating grease;											
1.3.5.4	所有的燃油與滑油系統的油路設計，均要能承受 1.5 倍以上需求油壓負載。 Each fuel system and oil system shall be designed to be able to withstand 1.5 limit loads; and											
1.3.5.5	燃油系統的設計和功能構造，應於地面上具備洩壓機構，以利燃油排放過多的壓力。 Each fuel system (excluding bladder type systems) shall be designed so that it is vented to the atmosphere and can be drained when the aircraft is on the ground.											
1.3.6	冷卻系統-針對需要冷卻系統的推進系統： Cooling-Not all UA require a cooling system. However, if one is necessary the following requirements apply:											
1.3.6.1	冷卻系統的設計與製造，應滿足當遙控無人機於最大爬升及巡航操作時，其冷卻系統均能滿足其散熱需求，且其冷卻溫度均不會超過供應商/製造商技術手冊規範的最大值。											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	The cooling system shall be designed and constructed to ensure adequate cooling of the power plant at the highest ambient temperatures expected during maximum climb rate and cruise operations of the UA.											
1.3.6.2	冷卻系統的設計與製造，針對所用之空氣濾清器，應依供應商/製造商技術手冊規範執行檢查、維護、定期更換等例行維修。 The cooling system should be designed and constructed so that any air induction system filters can be inspected, serviced, or replaced, or a combination thereof, as part of routine maintenance as specified by the manufacturer.											
1.3.6.3	為確保推進系統能在安全的操作溫度下運行，可設計額外的冷卻設備來補足自然進氣所不足的進氣量。 Where necessary to maintain a safe operating temperature, naturally aspirated cooling shall be supplemented by an appropriate cooling method.											
1.3.7	排氣系統的設計及製造，應確保引擎高溫排氣不會直接衝擊損壞飛機其他系統及操作人，並且不會造成著火危害。 The exhaust system shall be designed and constructed to ensure that hot exhaust gases do not impinge directly on nearby unprotected surfaces.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.3.8	對於內燃機引擎，系統應包括： For combustion engine power plants, the system shall include:											
1.3.8.1	導控站應具有內燃機引擎之點火開關。 An ignition switch incorporated into the controls available at the control station, and											
1.3.8.2	遙控無人機在地面上時，飛機上有設計使用外部操作方式關閉引擎(無需透過導控站即可自行關閉引擎)。 A means of interrupting engine ignition on the aircraft to permit external operation to shut down the engine when the aircraft is on the ground.											
1.3.9	對於使用電動馬達的遙控無人機，推進系統應包括： For aircraft using electric power plants, the system shall include:											
1.3.9.1	遙控無人機在地面上時，允許使用飛機上的主開關或其他方式(例如拆除電池)關閉引擎(無需透過導控站即可自行關閉引擎)。 A master switch or other means (for example, removing battery) mounted on the aircraft to permit external operation to shut down the power plant when the aircraft is on the ground and											
1.3.9.2	設計上需滿足操控人員能監控遙控無人機之電池電力容量。 A means to permit the operator to determine the capacity remaining in the batteries.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.3.10	電池-有關設計要求，請參考本查檢表(B)。 Batteries-Refer to the check list (B) for design requirements.											
1.4	控制信號(C2)鏈路 有關設計要求，請參考本查檢表(C)。 Command and Control (C2) Link-Refer to the check list (C) for design requirements.											
1.5	資料鏈-保留。 Data Link-Reserved.											
1.6	系統和設備 Systems and Equipment:											
1.6.1	所有系統組件的設計和製造，應確保： All system components shall be designed and constructed to:											
1.6.1.1	符合預期的功能。 Be appropriate to their intended function and											
1.6.1.2	安裝時功能正常。 Function properly when installed.											
1.6.2	遙控無人機系統設計需包括安裝於飛機上的皮托靜壓系統(Pitot-static system)的大氣數據系統。若安裝了皮托靜壓系統(Pitot-static system)，製造商必須訂定其校正週期並執行。											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	註 2-可能不適用於旋翼機或僅具簡易無線電控制裝備之小型手動遙控無人機系統。 The UAS design may include an air data system based upon a pitot-static system installed on the aircraft. If a pitot-static system is installed it should be calibrated at an interval defined by the manufacturer. NOTE 2-May not be applicable for rotorcraft or manually controlled UAS using simple model aircraft radio control equipment.											
1.6.3	飛行、導航和引擎狀態顯示-遙控無人機系統應能夠下載關於飛行、引擎狀態和導航參數，參照 1.6.4 之定義。 註 3-可能不適用於僅具簡易無線電控制裝備之小型手動遙控無人機系統。 Flight, Navigation, and Power Plant Displays-The UAS should be capable of down linking data concerning flight, power plant, and navigation parameters as identified in 1.6.4. NOTE 3-May not be applicable for manually controlled UAS using simple model aircraft radio control equipment.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.6.4	導控站應能提供操作員遙控無人機所需的全部資訊以利精確控制，相關設計請參考本查檢表(C)。 註 4-可能不適用於僅具簡易無線電控制裝備之小型手動遙控無人機系統。 The control station shall provide the pilot with all information required for accurate control of the UAS. Refer to the check list (C) for design requirements. NOTE 4-May not be applicable for manually controlled UAS using simple model aircraft radio control equipment.											
1.6.5	設備、系統和安裝-每項裝備、系統及安裝之設計及製造，均應確保在展現其預定功能時，不會嚴重影響其他裝備之安全性操作，諸如影響反應、操作及精確性。 Equipment, Systems, and Installation-Each item of equipment, each system, and each installation shall be designed and constructed so that when performing its intended function, it does not adversely affect the response, operation, or accuracy (as specified by the manufacturer) of any equipment required for the safe operation of the UAS.											
1.6.6	系統的設計和製造，應確保遙控無人機系統保持可控，並於任何關鍵零組件或系統失效時，皆能自動啟動可預測並安全的操作機制。 The system should be designed and constructed so that the aircraft remains controllable or automatically initiates a predictable and safe maneuver in the event of											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	the failure of any flight critical component or system.											
1.6.7	自動駕駛儀-任何自動駕駛儀的設計和製造，應確保操作人在飛行或地面處理過程中，可隨時手動控制遙控無人機的軌跡。 註 5-此項說明並非要求操作人需隨時進行實際的表面控制。 1.6.7 Automatic Pilot-Any automatic pilot shall be designed and constructed so that it is possible for the operator to assume manual control of the trajectory of the aircraft at any time during the flight or ground handling. NOTE 5-This is not to be interpreted as mandating that the pilot shall be able to engage true stick to surface control at any time.											
1.6.8	電氣系統： Electrical System:											
1.6.8.1	應執行電氣負載分析，以確保電氣匯流排負載和容量，足以提供予所有飛行器系統與安裝的酬載。 An electrical load analysis shall be performed to ensure that electrical bus loads and capacity are adequate to power all aircraft systems and installed payloads.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.6.8.2	電氣系統的設計和製造，須達到： The electrical system shall be designed and constructed so that: (1)可使操作人決定電氣系統正確操作的程序，包含任何發電機的正確操作； (1) There is a means to enable the operator to determine the correct operation of the electrical system, including correct operation of any generator; (2)在必要處加入電路保護裝置，以確保接線不會超載； (2) Circuit protective devices are incorporated where necessary to ensure that wiring is not overloaded; (3)布接線的電氣特性和電纜線有足夠的容量； (3) Electrical wiring and cables have adequate capacity; (4)防止電器接頭與電器連接處，在預期的振動範圍內產生鬆動； (4) Loosening of connections over the range of vibrations expected is prevented; and (5)於地面時，對飛行器提供外部電源，則連接點需根據電流、電壓及極性限制，進行充分標註。 (5) If there is provision for applying external electrical power to the aircraft when on the ground, connection points are adequately labeled with respect to current and voltage and polarity limitations.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.6.9	防撞燈-防撞燈應安裝以利夜間操作。 Anti-Collision Lights-Anti-collision lights shall be installed and functional for night operations.											
1.6.10	起落架： Landing Gear:											
1.6.10.1	使用傳統方式著陸的遙控無人機，其起落架的設計和製造，應確保能適應正常著陸的衝擊而不會損壞結構。 For UA that use conventional landing, the landing gear shall be designed and constructed to accommodate normal landing impact loads without damage to the structure.											
1.6.10.2	若為收放式起落架，且其狀態無法使用肉眼確認，則其導控站必須具備通知操作人起落架狀態的指示燈號： If the landing gear is retractable and its status cannot be confirmed visually, there shall be an indicator or display at the control station to advise the operator that the landing gear is: (1)著陸前已確認在下鎖位置； (1) Securely locked down before landing and											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	(2)選擇收起起落架時，確認已將其收藏在正確的位置。 (2) Stowed securely in the correct position for flight when landing gear is selected up.											
1.7	酬載-所有酬載的設計和製造，應確保遙控無人機系統的安全操作不受電子輻射、重量、位置或該酬載其他特性的阻礙。若酬載的提供作為交付系統的一部分，則製造商必須負責。若製造商允許操作人安裝非供應商提供的酬載，則製造商應就如何驗證以滿足需求，向操作人提供指導。 Payloads-All payloads shall be designed and constructed so that the safe operation of the UAS is not prevented by electronic emissions, weight/location, or other characteristics of the payload. This is the responsibility of the manufacturer if the payload is provided as part of the delivered system. If the manufacturer allows additional supplier provided payloads to be installed in the field by the operator then the manufacturer shall provide guidance to the operator as to how to verify that this requirement has been met.											
1.8	導控站-有關設計要求，請參考本查檢表(C)。 Control Station-Refer to the check list (C) for design requirements.											
1.9	彈射和回收系統-任何彈射與回收的要求，應按照適當的規範進行設計、製造和測試。 Launch and Recovery System-Any required launch and recovery system shall be designed, constructed, and tested in accordance with an appropriate consensus standard.											
1.10	系統層級 System Level:											
1.10.1	失速：											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	註 6-不適用於旋翼機或僅具簡易無線電控制裝備之小型手動遙控無人機系統。 Stalls (aerodynamic departure from controlled flight): NOTE 6-Not applicable for rotorcraft or UAS manually controlled using simple model aircraft radio control equipment.											
1.10.1.1	對於沒有配備自動失速保護的遙控無人機，應確保飛機於接近失速時，具備警告操作人的機制。警告機制應為操作人可於遙控無人機於不小於失速速度或仰(攻)角的 10%時啟動。此配備需具備可聽、可辨的音調、閃爍的視覺指示器或其組合。 For UA that are not equipped with automatic stall protection, a means shall be provided to warn the pilot when the aircraft is approaching the stall. The warning shall be available to the pilot and be an audible or distinctive tone or a flashing visual indicator, or a combination thereof, and shall be initiated when the aircraft is no less than 10 % above the stall speed/angle of attack.											
1.10.1.2	製造商應設計遙控無人機系統於任何偏離安全航線時，具有自動歸航的功能。 The manufacturer shall design the UAS so that recovery from any departure from safe flight can be accomplished with a single specific action that positively returns the aircraft to controlled flight.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.10.2	若遙控無人機系統具備自動觸發防範能力，則該子系統應具適當並可靠的顯示，即使電池的電量與主電力系統不相關，或電力保護程度不受保護，預防子系統使其他子系統的故障，不會切斷離開預防子系統的電源。在最大起飛重量下，控制站的最小可選速度，應限制在相當於平飛時失速速度 1.1 倍的空速。 If the UAS is equipped with an automatic departure prevention capability, that subsystem shall be shown to have appropriate reliability even to the extent of having battery power independent of the primary power system or to the extent of protecting the power to the departure-prevention subsystem such that failures in other subsystems do not cut power to the departure-prevention subsystem. The minimum selectable speed on the control station shall be limited to an airspeed equivalent to 1.1 times the stall speed in level flight at maximum gross take off weight.											
1.10.3	有一個動力裝置的運作異常時的性能表現： Performance with One Power Plant Inoperative:											
1.10.3.1	對於擁有超過一個動力裝置的遙控無人機，其設計和製造應確保動力裝置發生故障時： For UA with more than one power plant, the UA shall be designed and constructed so that in the event of power plant failure:											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	(1)當一個動力裝置發生故障時，而其餘動力裝置無法維持飛行時，則該飛行器仍須保持可控；並且 (1) The aircraft remains controllable when one power plant fails if flight cannot be sustained with the remaining power plant(s), and (2)降落的飛行路徑可從導控站進行控制；或 (2) The descent flight path can be controlled from the control station, or (3)系統預設至安全自動恢復程序。 註 7-在自動恢復程序中，對其餘正常動力裝置下達關機命令是可以接受的。 (3) The system defaults to a safe automated recovery procedure. NOTE 7-A power shutdown command to the remaining power plant(s) is an acceptable automated recovery procedure.											
1.10.3.2	對於單一動力裝置之遙控無人機，系統的設計和製造應確保於動力系統發生故障時： For single power plant aircraft, the system shall be designed and constructed so that in the event of power plant failure: (1)降落的飛行路徑可以從導控站進行控制；或 (1) The descent flight path can be controlled from the control station or											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	(2)系統預設至安全自動恢復程序。 (2) The system defaults to a safe automated recovery procedure.											
1.10.4	穩定性-除旋翼機或需依賴穩定性增強系統的遙控無人機外，遙控無人機的重量與重心位置應在操作飛行包絡線內具有軸向、徑向及側向之靜態穩定性。 Stability-Except for rotorcraft and those UA that depend upon a stability augmentation system, the aircraft shall be designed to be longitudinally, directionally, and laterally positively statically stable for all weight and CG positions in the operational flight envelope.											
1.10.5	在航行過程中，操作人應確保掌握所有未受控之飛行狀態。(例如：失速、旋轉及其他非指令控制輸入等)。 Departure from controlled flight (stall, spin, uncommanded control inputs, etc) shall be known to the operator at all times during flight.											
1.11	測試： Test:											
1.11.1	測試的目的在驗證上述的遙控無人機系統設計和製造需求皆能滿足。 Tests shall be conducted to verify that appropriate UAS design and construction requirements above have been satisfied.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.11.2	操作限制-在測試程序期間，製造商應確保並記錄飛行手冊中適當的操作限制和系統安全操作所需的任何資訊。應包括風速限制、導控站的功能和系統的命令及控制鏈路功能。 Operating Limitations-During the test program the manufacturer shall determine and document in the aircraft flight manual appropriate operating limitations and other information necessary for safe operation of the system. This shall include any wind limitations as well as features of the control station and the C2 link functions of the system.											
1.11.3	製造商應根據本節以下的要求，通過最終系統測試來驗證遙控無人機系統的完整性。並應對每個現成的遙控無人機系統進行本節以下地面檢查和飛行試驗程序並予以文件化。 The manufacturer shall verify the proper completion of each ready-to-UAS by conducting a final system test in accordance with the requirements below. The following ground check and flight test procedures shall be conducted and documented for each ready-to-fly UAS.											
1.11.3.1	地面檢查-在飛行試驗之前，製造商應對每個生產的遙控無人機系統進行全面的地面檢查，至少驗證以下內容：											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	Ground check-Before flight-testing, the manufacturer shall conduct a thorough ground inspection of each UAS produced to verify at least the following:											
1.11.3.2	重量和平衡-應驗證經由計算或量測後之空重及重心位置均能符合原設計限制範圍，或者可以採用現有具類似設計或類似外型之遙控無人機的品質控制程序進行驗證。 Weight and balance-Empty weight and proper center of gravity location has been calculated or measured and verified to be within limits, or can be verified based on quality control procedures where aircraft of like type design and configuration are being manufactured.											
1.11.3.3	檢查-應驗證所有開關和電路、儀表、制動器和任何其他系統的功能。 Systems check-The proper function of all switches and circuits, instrumentation, brakes, and any other appropriate systems shall be verified.											
1.11.3.4	飛行控制檢查-應檢查所有飛行控制功能的平穩性與正確性以及其最大變形量。命令及控制鏈路的安全操作範圍，應按照本查檢表(C)進行驗證。 Flight controls check-All flight controls shall be checked for smooth and proper function and proper maximum deflections. The safe operating range of C2 link(s) shall be verified in accordance with the check list (C).											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.11.3.5	推進系統檢查-使用針對推進系統設計的檢查表或檢查程序，執行推進系統檢查，以確認推進系統符合設計需求並可正常使用，檢查表檢查重點應包含： Propulsion system check-Propulsion system checks and procedures shall be performed, as applicable to the design, to verify: (1)正確的推進系統安裝（例如點火系統、渦輪系統、電力系統）； (1) Proper propulsion system installation, (for example, spark ignition, turbine, electric); (2)使用推進系統律定需求的燃油、滑油或冷卻液等； (2) Proper servicing of any propulsion system fluids; (3)各部位管件無明顯的燃油、機油或冷卻液洩漏； (3) No apparent fuel, oil, or coolant leaks; (4)依螺旋槳使用規範，執行螺旋槳的安裝和槳距的調整； (4) Propeller installation and pitch adjustment; (5)確保推進系統完成啟動後，進入使用階段之性能參數，符合推進系統供應商的技術手冊規範，不符合時需調整到符合技術手冊規範； (5) Performance of a propulsion system “run-in” with adjustments; (6)確保推進系統位於怠速狀態與大車狀態之轉速計讀值，符合供應商/製造商推											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	進系統技術手冊操作範圍； (6) Tachometer indicates propulsion system idle revolutions per minute and maximum static revolutions per minute are within supplier/manufacturer published limits; (7)確認推進系統儀表顯示或速度/油門控制等，各項性能監控參數的功能正常； (7) Proper function of propulsion system instrumentation or speed control, or both; (8)確認點火系統的功能正常； (8) Proper function of ignition system(s); and (9)確認電力系統的功能正常。 (9) Proper function of all battery system(s).											
1.11.3.6	標牌檢查-應檢查遙控無人機系統所有標牌和開關標記在適用位置。 Placards Check-The UAS shall be checked to verify that all placards and switch markings are in place, as applicable.											
1.11.3.7	飛行前檢查-應驗證以下內容： Preflight Inspection-The following shall be verified: (1)導控站應提供所有必需的文件； (1) All required documentation shall be available at the control station. (2)所有可見表面無變形、扭曲或其他失效或損壞跡象；											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	(2) All visible surfaces are free of deformation, distortion, or other evidence of failure or damage. (3)檢查所有可見的接頭和連接，是否有缺陷或不安全的附件； (3) Inspection of all visible fittings and connections for defective or unsecure attachment. (4)根據遙控無人機飛行手冊，完成環繞/飛行前檢查； (4) Complete walk-around/pre-flight inspection in accordance with the aircraft flight manual. (5)所有門和面板都關閉並鎖固。 (5) All doors and panels are closed and locked.											
1.11.3.8	滑行測試-完成地面檢查後，應進行滑行測試(如果適用)以驗證適用情況： Taxi Test-After completion of the ground check, a taxi test, if appropriate, shall be conducted to verify as applicable: (1)剎車制動功能； (1) Brake function, (2)軌跡和轉向； (2) Landing gear tracking and steering, and											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	(3)正確的羅盤讀數，可藉由通過參考點進行驗證，並予以更正。 (3) Proper compass readings, to be verified by a reference, and corrected.											
1.11.3.9	飛行試驗-每個遙控無人機系統的安全飛行操作，應按照適用情況進行驗證，包括可接受的操縱和控制特性、失速特性、推進系統操作、空速指示以及根據遙控無人機正常飛行的總體適用性手冊。飛行測試程序，至少應包括以下驗證記錄： Flight Test-Safe flight operation of each completed UAS shall be verified, as applicable, to include acceptable handling and control characteristics, stall characteristics, propulsion system operation, airspeed indications, and overall suitability for normal flight in accordance with the aircraft flight manual. The flight test procedure, at a minimum, shall include recorded verification of the following: (1)起飛跑道風向、室外空氣溫度和壓力高度； (1) Takeoff runway wind, outside air temperature, and pressure altitude; (2)證明可於符合遙控無人機系統規定的運行條件下，安全起飛； (2) Demonstration of safe takeoff for the operating conditions specified for the UAS; (3)證明可以安全爬升； (3) Demonstration of safe climb out; (4)確認在所有配置構型中，均能對飛行控制提供適當回應；											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	(4) Appropriate response to flight controls in all configurations; (5)證明可從失速中恢復安全狀態，包括驗證適當的失速警告和失速恢復特性； 註 8-不適用於旋翼機或僅具簡易無線電控制裝備之小型手動遙控無人機系統。 (5) Demonstration of safe recovery from stall, including verification of appropriate stall warning and stall recovery characteristics. NOTE 8-Not applicable for rotorcraft or UAS manually controlled using simple model aircraft radio control equipment. (6)證明沒有任何意外或異常的性能及操作特性； (6) Demonstration that there are not any unexpected or abnormal performance or handling characteristics; and (7)正確的推進系統操作溫度。 (7) Proper propulsion system operating temperatures.											
1.12	品質保證-按照本標準設計和製造的遙控無人機系統，應符合本查檢表(D)品質保證要求。 Quality Assurance-Requirements in the check list (D) shall be adhered to for UAS that are designed and constructed per this standard.											
1.13	文件： Documentation:											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.13.1	設計： Design:											
1.13.1.1	製造商應保留適當的工程設計數據和驗證結果文件，包括顯示符合本標準的數據。 The manufacturer shall retain documentation of appropriate engineering design data and verification results including data showing compliance with this standard.											
1.13.1.2	所有設計文件都可使用製造商的格式開發，或使用最佳可用文件加以記錄(例如工程筆記本格式)。 All design documentation may be developed in the manufacturer’s format or using best available documentation practices (for example, engineering notebook format).											
1.13.1.3	對於根據本標準設計和製造的多個系統，製造商應遵守本查檢表(E)敘述之中的文件要求。 For multiple systems that are designed and constructed per this standard, the manufacturer should comply with documentation requirements contained in the check list (E).											
1.13.1.4	遙控無人機系統手冊： UAS Manual(s):											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	(1)應根據本查檢表(F)制定遙控無人機系統飛行手冊； (1) An aircraft flight manual shall be developed in accordance with the check list (F). (2)如果未包含遙控無人機飛行手冊，則應參照本查檢表(G)制定維護手冊，以確保持續適航； (2) If not included in the aircraft flight manual, a maintenance manual shall be developed in accordance with the check list (G) as required to assure continued airworthiness. (3)其他維護手冊–於我國交通部民航局(CAA)之要求下，製造商可以依自行格式準備其他維護手冊。 (3) Other maintenance manuals-Other maintenance manuals may be prepared if desired or required by the manufacturer or CAA or both. If such documents are required or desired they may be prepared in manufacturer's normal accepted format.											
1.13.2	製造-供應商/製造商應保留用於製造遙控無人機系統的藍圖和設計圖，並保留適當的驗收測試結果，直到遙控無人機系統不再生產或不再提供服務。 Construction-The supplier/manufacturer shall retain appropriate drawings and schematics used to build the UAS and shall retain the results of appropriate acceptance testing until the UAS is no longer in production or until support is no											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	longer being provided.											
1.13.3	測試-製造商應保留適當的驗證結果文件，包括呈現符合本標準的數據，並應保留適當的驗收測試結果，直到遙控無人機系統不再生產或不再提供服務。 Test-The manufacturer shall retain documentation of appropriate verification results including data showing compliance with this standard and shall retain the results of appropriate acceptance testing until the UAS is no longer in production or until support is no longer being provided.											
1.13.4	品質保證-遵守本查檢表(D)的文件要求。 Quality Assurance-Adhere to documentation requirements in the check list (D).											

(B) 遙控無人機系統電池使用標準規範

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1	電池蕊 Cells											
1.1	電池蕊供應商的責任-電池蕊供應商至少應具備並提供以下內容： Responsibility of Cell Suppliers-As a minimum, the cell supplier shall possess and provide the following:											
1.1.1	提供供應的電池蕊的製程控制計畫，包括品質控制程序和記錄方法。 Process Control Plan for the specific cell being provided, including Quality Control Procedures and Recording Methods.											
1.1.2	提供供應的電池蕊的品質保證計畫，包括符合 UL 1642 電池要求。 A Quality Assurance Plan for the specific cell being provided, including compliance with UL 1642 requirements for cells.											
1.1.3	MSDS，也稱為按照 UN-GHS 分類的物質安全資料表。 MSDS, also known as SDS per the UN-GHS for chemicals classification.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.1.4	技術數據表應是正式文件，不是初步或非正式的。製造商的數據表應包括上部特徵熱閾值(Characteristic Thermal Threshold；CTT)的規格。 Technical Data Sheet shall be a formal document, not preliminary or informal. The manufacturer's datasheet shall include specification of the upper CTT.											
1.1.5	每顆電池應標有批號和供應商名稱，以幫助進行故障分析及異常追溯，並在需要採取此類行動時，盡量減少召回範圍。 Every cell shall be marked with its Lot Number and Supplier's Name to aid failure analysis, facilitate traceability, and minimize the extent of a recall should such action become necessary.											
1.2	組裝責任： Responsibility of Pack Assembler:											
1.2.1	批次檢測-每批電池樣品應進行容量測試和物理檢測，但不一定要在同一顆電池上執行。取樣應符合 ANSI / ASQ Z1.4-2008。任何替代計畫必須得到我國交通部民航局(CAA)的批准。抽樣計畫應接受零缺陷。 Lot Testing-A sample from each lot of cells shall be subjected to capacity testing and physical inspections. The capacity test and physical inspections may, but are not required to be performed on the same cells. Sampling shall be in accordance with ANSI/ASQ Z1.4-2008. Any alternate plan must be approved by the CAA. The											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	sampling plan shall accept on zero defects.											
1.2.1.1	容量測試-樣品應進行一次完整的充放電循環，以驗證批次的完整性。充放電循環被定義為完全充電，然後完全放電到電池製造商指定的深度或者作為主體化學品的典型深度。 Capacity Test-The sample shall undergo one complete charge-discharge cycle to verify the integrity of the lot. A charge-discharge cycle is defined as a full charge followed by a full discharge to the depth specified by the cell manufacturer or as typical for the subject chemistry.											
1.2.1.2	物理檢測-對樣品進行物理檢查。應拒收下列任何一種情況： Physical Inspection-Physical inspections shall be performed on the sample. Asubject cell is to be rejected for any of the following conditions: (1)腫脹； (1) Swelling; (2)電解液洩漏；											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	(2) Electrolyte leakage; (3)氣體外洩； (3) Out-gassing; (4)臭味產生，即使在沒有可見的電解液洩漏情況，但被認定為惡化的電池； (4) Odor, even in the absence of visible electrolyte leakage, an obvious odor shall be considered evidence of a deteriorated cell; (5)殼體變形或損壞； (5) Deformed or damaged casing; (6)穿刺； (6) Punctures; (7)接頭條件-密封件應完好無損，焊縫應不間斷，符合要求的品質。電池本體與保護電路模組(Protective Circuit Module；PCM)連接，則應加強檢查焊接處；若焊接情況不可接受，則必須退回組裝商重新組裝。 (7) Tab condition-Seals are to be undamaged, and welds are to be unbroken and of satisfactory quality. If a cell is supplied with a PCM connected, accessible solder connections to the tabs shall also be inspected. If a solder connection is unacceptable, it may be reworked by the pack assembler.											
1.2.2	接收電壓測試-組裝商應對該批次的每顆電池執行電壓測試，並在任何負載或電荷											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	施加到電池之前，繞過可能連接的任何保護電路，直接在電池接頭處進行量測。如果電池的接收電壓超出了特定化學物質正常值或可恢復的極限值，電池應被拒收。接收到的電壓不應該與典型的化學品特定儲存/運輸電壓或批量的平均測量值相差太大。一個批次的接收電壓，通常在每顆電池之間變化很小，並應保持在 10%的範圍內。(例如，聚鋰電池(LiPo)通常會在半充電狀態下運行，保持在 3.8V 左右)。如果電池超出儲存/運輸電壓，電池應進行上述 1.2.1 節的容量測試和物理檢測，以確保其完整性。接收電壓測試可以作為組裝過程執行的一部分，而不是作為即將使用批次的進料測試。 Received-Voltage Test-The pack assembler shall measure this voltage on every cell in the lot. The measurement shall be made before any load or charge has been applied to the cell. The measurement is taken directly at the cell tab, bypassing any protection circuitry that may be connected. In the event that a cell's received voltage is outside limits that are normal or recoverable for the particular chemistry, the cell shall be rejected. The received voltage shall not vary significantly from what is considered the typical chemistry-specific storage/shipping voltage or the mean measurement for the bulk of the lot. The received voltage for a lot will typically vary little from cell to cell and certainly should remain within a 10 % window. (For example, a LiPo will normally be shipped in a half-charge state, holding at about 3.8 V). If the cell is outside the											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	storage/shipping voltage, the cell shall undergo the capacity test and physical inspections of 1.2.1 to ensure its integrity. The received-voltage test may be performed as part of the assembly process rather than as an incoming test if the lot will be utilized for production before significant self-discharge occurs.											
1.2.3	記錄和證明-組裝商應取得並向我國交通部民航局(CAA)及採購實體提供有關組裝的相關資訊。以下電池資訊只要該包裝型號銷售或出售後至少三年，這些數據必須是有效的。而這些數據應隨包裝一起提供，或由組裝商提供其他方式，以便取得(例如：組裝商網站)，資訊類別如下： Records and Certifications-The pack assembler shall obtain and make available to CAA and the procuring entity pertinent information regarding the pack assembly. These data shall be available so long as that pack model is marketed or sold and for a minimum of three years thereafter. These data shall either be shipped with the pack(s), provided upon request or be accessible by other means such as the pack assembler's website:											
1.2.3.1	電池組使用的電池供應商技術數據表； The technical data sheet from the cell supplier for cells used in the pack;											
1.2.3.2	包裝中使用電池類型的 MSDS(也稱為按 UN-GHS 分類的物質安全資料表)； The MSDS (also known as SDS per the UN-GHS for chemicals classification) for the cell type used in the pack;											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.2.3.3	依照上述 1.1.3-1.1.5 節列出的批量數據項目(即組裝商應繼續提供由電池供應商提供的數據)； The data items, by lot, listed under 1.1.3-1.1.5 (that is, the pack assembler is to carry forward the data provided by the cell supplier);											
1.2.3.4	包裝組裝商指定的運輸/儲存電壓-這些數據不是為每顆電池組測量的電壓記錄，而是為了規定電壓採購實體，在收到特定化學品包裝後，可預期測量的範圍； Pack assembler’s specified shipping/storage voltage-These data are not intended to be a record of measured voltage for each pack but to stipulate the voltage range that the procuring entity can expect to measure upon receipt of a pack for the particular chemistry;											
1.2.3.5	可追溯到包裝中使用的構成電池批號之包裝序號； The lot number of constituent cells used in a pack traceable to the pack serial number;											
1.2.3.6	包裝的製造日期-如第 2 節所定義，日期可以編入序號。 Date of manufacture of the pack-As defined in Section 2, the date may be codified in the serial number.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.2.4	組裝要求-多顆電池包裝不得包含來自不同批次的電池。若滿足以下三個條件，則可以例外：(1)電池製造日期在六個月內；(2)對包裝中使用的所有電池進行容量測試，發現彼此相差 5%以內；(3)最近製造的所有電池，足以被認為可用於特定化學的新製造。 Pack Assembly Requirements-A multi-cell pack shall not contain cells from more than one lot. An exception may be made if three conditions are met: (1) the date of manufacture of the cells are within a six-month span; (2) all cells to be used in the pack are tested for capacity and found to be within 5 % of each other; and (3) all of the cells were manufactured recently enough to be considered acceptable for use in new construction for the particular chemistry.											
1.2.5	最終測試-每顆完整電池組至少應進行兩次充放電循環，然後電池組應充電至適當的特定化學品運輸/存儲電壓。充放電循環被定義為完全充電，然後完全放電到電池製造商指定的深度或者作為主體化學品的典型深度。電池組應通過此方式顯示其額定容量，這種測試方式對於交付給採購實體是可以接受的。 Final Test-As a minimum, each completed pack shall be subjected to two charge-discharge cycles, following which the pack shall be charged to its appropriate, chemistry-specific shipping/storage voltage. A charge-discharge cycle is defined as a full charge followed by a full discharge to the depth specified by the cell manufacturer											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	or as typical for the subject chemistry. The pack shall demonstrate its rated capacity by means of this testing to be acceptable for delivery to the procuring entity.											
2	機械設計和裝配 Mechanical Design and Assembly											
2.1	製程品質-為利於設計組裝過程使其有助於觀察 1.2.1.2 中列出的物理條件，這個要求並沒有規定對批量檢測以外的電池進行檢測，而是試圖將大量的電池暴露於裝配過程中，執行目視檢驗。 In-Process Quality-The assembly process shall be devised such that it is conducive to observation of the physical conditions listed in 1.2.1.2. This requirement does not stipulate inspection of cells beyond lot testing but rather is intended to maximize exposure of the cells to visual scrutiny during assembly.											
2.2	電池連接-電池應使用可降低因振動和衝擊引起故障的技術進行互連。如果使用單顆電池的接頭互接來形成電池組，則應使用電阻焊接技術連接個別電池端點。如果電池使用雙面印刷電路連接板互連，則這些電路板應具有灌通插槽或孔。 Cell Connections-Cells shall be interconnected using techniques that minimize failure caused by vibration and impact. If tab-to-tab connection of individual cells is used to form a pack, the connection shall be resistance-welded to the individual cell terminal. If cells are interconnected using double-sided printed circuit connecting boards, these											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	boards shall have plated-through tab slots or holes.											
2.3	接線-所有電源和電池檢測接線，應在電池或互連接頭的連接處應變釋放，並在離開電池組之前固定在某一點。 Wiring-All power and cell-sensing wiring shall be strain relieved at the junction with the cell or interconnect tabs and secured at a point before exiting the pack.											
2.4	振動-包裝組件可以使用衝擊和振動吸收材料包圍，使得組裝的包裝滿足管理機構對空運的要求。 Vibration-The pack assembly may be surrounded with impact and vibration-absorbent material such that the assembled pack meets governing-body requirements for shipment by air.											
2.5	抗穿刺性-具有一個或多個非剛性電池的組裝電池組，應使用安裝在可提供超過裸露的未受保護電池的機械穿透阻力材料。聚鋰電池(LiPo)是非剛性電池的一個例子，並且至少應該用合適的聚氯乙烯(Polyvinyl Chloride；PVC)包裝或其他類似材料包裹。可以採用其他容納非剛性電池的裝置，例如塑料或金屬外殼。如果包裝是為特定系統設計，則應在系統層級中定義所需的保護，同時考慮推進的形式(IC或電動)以及遙控無人機系統是否將由另一架飛機裝載並彈射起飛。 Puncture Resistance-An assembled pack having one or more non-rigid cells shall be housed in a protective material that provides resistance to mechanical penetration											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	beyond that of the bare, unprotected cell. LiPo cells are one such example of a non-rigid cell and shall as a minimum be sheathed in a conforming PVC wrap or other similar material. Other means of housing non-rigid cells, such as a plastic or metal casing may be employed. If the pack is being designed for a specific system, the required protection shall be defined at the system level, taking into consideration the form of propulsion (IC or electric) and whether the UAS will be carried on another aircraft for launch.											
2.6	標識-包裝標識需求如下： Identification-Pack identification is required as follows:											
2.6.1	供應商-組裝商應在包裝上標明名稱(僅公司標識並不足夠)； Supplier-The pack assembler shall be identified by name on the pack (a company logo is not sufficient labeling);											
2.6.2	容量-電池組的容量應以安培小時(Ah)或毫安培小時(mAh)表示。 Capacity-The pack capacity, rendered in Amp-hours (Ah) or milli-Amp-hours (mAh) shall be stated on the pack.											
2.6.3	序列化-組裝商應對最終包裝組件進行序列化，並保存電池批號與電池組序號相關的記錄(如 1.2.3.5 節所述)）。記錄應標識包裝組件的製造日期，包含記錄可接受的日期代碼序列(例如，YYMMXXXX，YYWWXXXX)。											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	Serialization-The pack assembler shall serialize the final pack assembly and maintain records that correlate cell lot number with battery pack serial number (see 1.2.3.5). Records shall also identify the date of manufacture of the pack assembly. A serial number that contains a date code is an acceptable means of documenting the date (for example, YYMMXXXX, YYWWXXXX).											
2.6.4	安全警告-應在電池組上貼上特別針對電池化學物質的安全警告標示。如果包裝太小或無法容納所有此類警告，則該資訊可能出現在裝運包裝最小數量的容器中。以下顯示了鋰電池典型警告標籤的示例： Safety Warnings-Appropriate safety warnings particular to the battery chemistry shall be affixed to the pack. In the case of packs too small or otherwise unable to accommodate all such warnings, the information may appear on the smallest quantity container in which the pack(s) are shipped. The following shows an example of a typical warning label for a lithium battery: 警告： 不要在火源中操作 不要超過 60℃(140ºF) 不要拆卸 不要擠壓或穿刺											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	不要讓終端短路 查看所有人手冊了解更多詳情 CAUTION: DO NOT DISPOSE OF IN FIRE DO NOT HEAT ABOVE 60℃ (140 ºF) DO NOT DISASSEMBLE DO NOT PUNCTURE OR CRUSH DO NOT ALLOW TERMINALS TO SHORT SEE OWNER'S MANUAL FOR ADDITIONAL DETAILS											
2.6.5	恢復識別-外包裝箱或其較大部分，應以黃色標示，以易於碰撞現場識別。從任何角度觀察時，黃色著色的某些部分應該是可辨別的。 Recovery Identification-The outer pack enclosure or larger portion thereof shall by some means be yellow in color to provide easy identification at a crash site. Some portion of the yellow coloring shall be discernible when viewed from any angle.											
3	電氣設計 Electrical Design											
3.1	用於遙控無人機系統的電池預計是鎳鎘電池(NiCd)、鎳氫電池(NiMH)、鋰離子充電電池(LiIon)、鋰鐵電池(LiFe)、磷酸鋰鐵電池(LiFePO4)、聚鋰電池(LiPo)或密封											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	式鉛酸電池(SLA)。預計在主要動力為內燃式的應用，中使用任何這些化學物質。為卓越的功率密度所需，電力推進系統可能使用鋰離子充電電池(LiIon)、鋰鐵電池(LiFe)或聚鋰電池(LiPo)電池。排放的鉛酸電池不應用於遙控無人機系統。電氣設計和性能標準如下： Cells used for UAS are anticipated to be NiCd, NiMH, LiIon, LiFe, $LiFePO_4$, LiPo, or SLA. The use of any of these chemistries is anticipated in applications in which primary power is an IC engine. Electric propulsion systems are likely to use LiIon, LiFe, or LiPo cells because of the demand for superior power density. Vented lead acid cells shall not be used in UAS. The electrical design and performance criteria are as follows:											
3.1.1	容量-包裝標籤上規定的容量應基於新製造的包裝或“破碎”包裝的典型容量，以較小者為主。“磨合”容量定義為在包裝生命週期曲線的最平坦部分觀察到的典型容量。若有關於組成電池的破碎能力數據，可用於幫助確定新包裝設計的破碎能力。包裝設計應在包裝標誌或其他廣告方式上，說明於包裝設計之前，必須對包裝設計進行測試和研究，以確定其能力。容量測試應在25℃的實驗室條件及環境濕度下進行，不得強制冷卻。 Capacity-The capacity stated on the pack label is to be based either on the typical capacity of a newly manufactured pack or that of a “broken-in” pack, whichever is less.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	The “broken-in” capacity is defined as the typical capacity observed at the flattest portion of the life-cycle curve for the pack. Data on the broken-in capacity of constituent cells may be used to aid in determining the broken-in capacity of a new pack design if these data exist. The pack designer shall perform the testing and research on the pack design necessary to ascertain capacity before stating it on pack marking or by other means of advertising. The capacity test should be done under lab conditions of 25℃, ambient humidity and no forced cooling. The capacity of any pack that carries a nominal claimed capacity should be within 1 Sigma of the nominal capacity so stated in which the statistical sample is 100%.											
3.1.2	充電-在從包裝組裝商儲存或運輸之前，應對包裝進行充電/放電，以達到特定化學品運輸和長期存放的最佳水平。 Charge-Before storage or shipping from the pack assembler, the pack shall be charged/discharged to a level that is optimal for transport and long-term storage for the particular chemistry.											
3.1.3	接線-使用的接線應具有足夠的規格和容量，以便在最高正常預期負載時，接線溫度不會超過絕緣材質的熱額定值。 Wiring-Wiring used shall be of sufficient gauge and capacity that the wire temperature does not exceed the thermal rating of the insulation type during highest normal											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	expected load.											
3.1.4	連接器-作為包裝組件一部分的任何連接器，應符合以下標準： Connectors-Any connector that is part of the pack assembly shall conform to the following criteria:											
3.1.4.1	觸點-連接器觸點應鍍金或進行其他處理，以優化導電性並有助於防止氧化或腐蝕。接觸電阻應足夠低，使得連接器主體溫度不會超過導致連接器材料失效的溫度，或者在放電期間的最高正常預期負載下對包裝造成其他危險。 Contacts-Connector contacts shall be gold-plated or otherwise treated to optimize conductivity and to aid in the prevention of oxidation or corrosion. Contact resistance shall be low enough that the connector body temperature does not exceed temperatures that would cause failure of the connector materials or pose other hazards to the pack under the highest normal expected load during discharge.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3.1.4.2	配置-連接器可能包括用於電源的重負荷引腳和用於串聯電池組的電池平衡節點的較小引腳。如果單個引腳用於主電源和返迴線，則引腳本身應具有多個接觸點(至少兩個)，以防止由於單個接觸點遺失而導致的電源故障。或者，可以使用多個單點銷來滿足多餘量。 Configuration-The connector may include heavyduty pins for power and smaller pins for the cell-balance nodes in packs with series-connected cells. If single pins are used for main power and return lines, the pin itself shall have multiple points of contact (at least two) to preclude power failure as a result of loss of a single point of contact. Alternatively, the use of multiple single-point pins may be employed to satisfy the need for redundancy.											
3.1.4.3	非電子材料-應選擇連接器，其外殼材料的額定值應能承受特定電池化學成分運作的溫度安全。 Non-Electrical Materials-Connectors shall be selected having housing material that is rated to withstand temperatures at which the particular cell chemistry can operate safely.											
3.1.5	鄰近節點-設計應提供連接器，以相連各個串行子包或電池之間的節點。單獨的電池組端對端電壓不能令人滿足；任何具有串聯的電池組與電池組間的節點都應該可以接近，以便於監測過份充電狀況。即使包裝設計包含集成電池平衡，節點連											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	接器仍應包含在內用以監控節點電壓，以利安全。或許具有集成電池平衡或其他自我監測電路的電池組，可以通過數據總線而不是節點接入連接器，來提供節點電壓或其他充足的健康資訊。 Node Access-The design shall provide connector access to the nodes between individual serial sub-packs or cells. Charge of pack end-to-end voltage alone is not satisfactory; the intra-cell nodes in any pack with series-connected cells shall be accessible to facilitate monitoring of overcharge conditions. Even if a pack design includes integrated cellbalancing, a node access connector shall still be included to facilitate a UAS which might monitor node voltages for safety purposes. Alternatively, a pack with integrated cell-balancing or other self-monitoring circuitry may provide the node voltage or other sufficient health information through a data bus rather than a node access connector.											
3.1.6	熱性能-當電池達到特定化學物特有的特徵熱閾值(CTT)以上時，生命週期和電池容量會降低。以鋰化學物質為例，發現上方 CTT 為 140°F(60°C)。因此，電池組的設計，應盡量減少運行放電時的內部熱量產生。在評估電池內部對其自熱的影響時，應綜合考慮內部阻值、接頭阻值和包裝能量。如果連續放電電流將被指定予電池組，該額定值應在不超過其組成電池 CTT 的情況下運行。該標準的性能應由包裝設計者或其他供應商的操作測試進行驗證和記錄。											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	Thermal Performance-Life cycle and cell capacity deteriorate when a cell reaches temperatures beyond the characteristic thermal threshold (CTT) specific to the particular chemistry. In the case of lithium chemistries, as an example, the upper CTT has been found to be 140°F (60°C). The battery pack shall therefore be designed to minimize internal heat generation during operational discharge. Effects of cell internal resistance, tab resistance and pack capacity should be considered in combination when evaluating their effect on selfheating. If a continuous discharge current is to be specified or advertised for the pack, that rating is to be for operation at no greater than the CTT of its constituent cells. Performance to this criteria shall be validated and recorded by the pack designer or other supplier's operational testing.											
4	維護 Maintenance											
4.1	維護包裝和維護數據的記錄是用戶的責任。包裝的化學性質和應用要求，決定了在其整個生命週期中，用以評估包裝性能所需的定期測試頻率。遙控無人機系統的設計者，應對其進行合理的測試，以確定該頻率以及該被認為具有飛行價值所需的最小容量。 Maintenance of the pack and the recording of maintenance data is the responsibility of the user. The pack chemistry and demands of the application determine the frequency											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	of periodic testing required to evaluate the performance of the pack throughout its life cycle. The designer of the UAS system shall perform a reasonable amount of testing to determine this frequency and the minimum capacity that is required for the pack to be deemed flight-worthy.											
4.1.1	充電-應使用專為特定電池化學設計的充電系統。多化學物質充電器是可以接受的，但應該進行編程，以便特定的包裝化學物質相應地充電。 Charging-Charging systems designed for the specific battery chemistry shall be used. Multi-chemistry chargers are acceptable but shall be programmed such that the specific pack chemistry is charged accordingly.											
4.1.1.1	串聯電池平衡(鋰化學分析)-所有鋰電池應使用提供精確平衡充電的設備進行充電。或者，如果電池組具有集成的電池平衡電路，則可以使用傳統的雙極充電器。為了增加安全性，可以在防火和防爆外殼中進行充電。 Series-Cell Balancing (Lithium Chemistries)-All Li batteries shall be charged using equipment that provides precise balance charging. Alternatively, a conventional bipolar charger may be used if the pack has integrated cell-balancing circuitry. For added safety, charging may be done in a flameand explosion-resistant enclosure.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
4.1.1.2	溫度變化(鋰化學反應)-鋰電池容量的下降可能是由於在低溫下接受充電，或在完全充電循環後，溫度下降引起的。因此，鋰電池應該承受負載，或者在收到完全充電後，免受顯著的溫度下降。為了進一步幫助減輕這種風險，充電系統應在充電前測試電池狀況，調整環境溫度並為所有充電提供記錄和診斷。 Temperature Change (Lithium Chemistries)-A decrease in capacity of a lithium cell can result from receiving a charge at low temperatures or from temperature decrease following a full charge cycle. A lithium pack should therefore be subjected to a load or protected from significant temperature decrease after receiving a full charge. To further aid in mitigation of this risk, the charging system should test the battery condition before charge, adjust for ambient temperature and provide recording and diagnostics for all charges.											
4.1.1.3	物理檢查-在充電之前，應按照 4.1.4 節的標準，檢查每個包裝，以確定沒有發現缺陷，則可以對包裝進行充電。 Physical Inspection-Prior to charging, every pack shall be inspected per the criteria established by 4.1.4. If no defects are found the pack may be charged.											
4.1.2	常規評估-包裝容量應在正常操作期間，每 100 個循環測量和記錄一次。以下提供了使用包裝使用壽命的指導： Routine Evaluation-Pack capacity should be measured and recorded once each 100											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	cycles during normal operations. The following provide guidance for the service-life of a pack:											
4.1.2.1	測試標記-通過定期測試所獲得的數據及記錄，應透過標記單個包裝的容量和測試日期。 Test Marking-As a minimum, the recording of data obtained by periodic testing should be implemented by labeling the individual pack with its capacity and the date on which it was tested.											
4.1.2.2	高利用率-運作經常需要放電深度(Depth of Discharge；DOD)超過80%的環境中，應該更加重視定期維護，以確保保留足夠的容量。 High Utilization-In an environment in which operations regularly require DOD exceeding 80 %, additional emphasis should be placed on periodic maintenance to ensure that adequate capacity is retained.											
4.1.2.3	低利用率-包裝容量應經過驗證，並且在儲存三個月或更長時間後，隨時將數據記錄於電池包裝。 Low Utilization-Pack capacity should be validated and the data recorded in a battery log at any time a pack is utilized after storage for a period of three months or more.											
4.1.2.4	服務限制-已損失20%額定容量的組件應該停用。											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	Service Limit-Packs that have lost 20% of their rated capacity should be removed from service.											
4.1.3	儲存-根據特定的化學成分，包裝應充電/放電至最佳儲存水平。所有鋰電池組應該在大約一個月的時間內，以大約一半的容量或按照供應商指定的電量水平儲存。 註 1-大多數鋰化學品具有非常低的自放電率(取決於積分電路的電流消耗)，但如果在完全充電時受到溫度下降，則容易下降。其他化學品具有自放電率，要求包裝定期浮充，或要求每個月儲存一次，循環充電。應遵循供應商提供的建議。 Storage-The pack shall be charged/discharged to a level that is optimal for storage based on the particular chemistry. All Li packs should be stored at approximately one-half capacity or at the supplier-specified charge level for long term storage any time a pack is out of service for more than one month. NOTE 1-Most Li chemistries have very low self-discharge rates (depending on the current draw of any integral circuitry), but are susceptible to degradation if subjected to temperature decrease when left fully charged. Other chemistries have self-discharge rates that require that the pack be either float-charged periodically or charged cyclically once each month of storage. Recommendations provided by the supplier should be followed.											
4.1.4	損壞評估-對已經發生碰撞或造成物理損壞的任何包裝，進行評估，以確定是否必											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	須處置，或者是否可以維修並且返回使用。 Damage Evaluation-A pack that has been involved in a crash or any event that has resulted in physical damage shall be evaluated to determine if it must be disposed of or if it is repairable and fit to return to service.											
4.1.4.1	處置-如果發現下列任何一種情況，應處置該包裝： Disposal-The pack shall be disposed of if any of the following conditions are observed: (1)電解液洩漏； (1) Electrolyte leakage; (2)氣味(即使沒有明顯的損害，明顯的氣味也應被視為包裝劣化的證據)； (2) Odor (even in the absence of visible damage, an obvious odor shall be considered evidence of a deteriorated pack); (3)穿刺或擠壓套管； (3) Punctured or crushed casing; (4)嚴重腫脹(聚鋰電池(LiPo)包裝中的中度腫脹是正常的，並且不會導致丟棄)； (4) Severe swelling (moderate swelling in LiPo packs is typical and not cause for disposal); (5)機械應力電連接器。 (5) Mechanically stressed electrical connector.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
4.1.4.2	售後服務-被認為適合服務；包裝應經過完整的充電/放電循環，以驗證其容量是否符合 4.1.2.4 節的使用限制。應創建一個由序號標識包裝的永久記錄、描述損壞、事故發生的日期和所做的任何修理。 Return to Service-To be deemed fit for service; the pack shall be subjected to a complete charge/discharge cycle to verify its capacity is within the service limit per 4.1.2.4. A permanent record of the pack, identified by serial number shall be created describing the damage, the date of the incident and any repairs made.											

(C) 遙控無人機系統控制信號系統設計標準規範

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1	一般要求 General Requirements											
1.1	以下為涉及系統組件的一般控制信號(Command and Control；C2)鏈路要求： The following are general C2 requirements involving the system components listed below:											
1.1.1	所有控制信號系統和遙控無人機組件，應盡量減少射頻干擾(Radio Frequency Interference；RFI)，以免控制信號鏈路性能低於可接受的範圍。 All C2 system and UA components shall minimize RFI so as not to degrade C2 link performance below acceptable levels.											
1.1.2	所有控制信號鏈路系統和遙控無人機組件，應盡量減少射頻干擾(Radio Frequency Interference；RFI)，以避免破壞通過控制信號鏈路發射或接收的數據。 All C2 system and UA components shall minimize RFI so as not to corrupt data transmitted or received over the C2 link.											
1.1.3	應保護控制信號系統電子元件，避免受正常操作期間可能發生的衝擊(建議使用EN 62262 IK06 的相關規範)。 All C2 system electronic components shall be protected from impacts that may occur											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	during normal operation (an impact rating of EN 62262 IK06 is recommended).											
1.1.4	在正常操作期間之各種環境條件狀況，應保護所有控制信號系統電子元件。 All C2 system electronic components shall be protected from environmental conditions that may occur during normal operation.											
1.1.5	所有控制信號電子設備，應標示操作功率需求。 All C2 electronic devices shall be labeled with power requirements.											
1.1.6	控制信號系統須包含相關天線與接頭之測試與驗收報告。 The C2 system's antenna, associated RF connections and System Acceptance Test Report shall be furnished as part of the C2 system.											
1.1.7	控制信號電子設備的信號與電源接頭，應具有鎖定或防呆設計，以確保在正常操作期間不致鬆脫。 Signal and power connectors for C2 electronic devices shall provide self-locking or positive locking connectors to ensure continuity of power and signal transmission during normal operation.											
1.1.8	控制信號系統應包含安裝時相關固定機構設計。(非剛性緊固件，如細繩、橡皮筋和膠水並不被允許。) The C2 system shall provide for mounting to a fixed surface using rigid or semi-rigid fasteners. (Non-rigid fasteners, such as strings, rubber bands, and glue, are not											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	permitted for this purpose.)											
2	控制信號系統頻譜要求 C2 System Spectrum Requirements											
2.1	操作於非許可頻段的遙控無人機系統，須符合相關法規。 Small UAS operations using unlicensed bands shall be conducted in accordance with applicable regulations.											
2.2	操作於許可頻段的遙控無人機系統，應獲得相關管理機構的頻段審核許可。 Small UAS operations using a licensed band shall obtain approval to use that band from the appropriate governing agency.											
3	控制信號鏈路 C2 Link											
3.1	功能要求-控制信號鏈路應提供鏈路連接狀態給遙控無人機飛控系統，以允許遙控無人機飛控系統在控制信號鏈路斷線時，啟動斷線控制邏輯。 Functional Requirements-The C2 link shall provide C2 link status to the UA FCS to allow the UA FCS to initiate lost-link logic when C2 link connectivity is lost.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3.2	性能要求： Performance Requirements:											
3.2.1	控制信號鏈路的傳輸錯誤比率不得超過 0.001%。 The rate of C2 link transactions completed with undetected error shall not exceed 0.001 %.											
3.2.2	控制信號鏈路應能夠傳輸我國交通部民航局(CAA)要求的最小數據集。 The C2 link shall be capable of transmitting the minimum set of data required by the CAA.											
3.2.3	控制信號鏈路應能夠接收我國交通部民航局(CAA)要求的最小數據集。 The C2 link shall be capable of receiving the minimum set of data required by the CAA.											
3.2.4	控制信號鏈路須符合製造商制定的功能，安全嚴謹地傳輸資料。 The C2 link shall transmit all data that are safety critical as established by the manufacturer.											
3.2.5	鏈路斷線超過我國交通部民航局(CAA)制定的最長持續時間，應觸發相關斷線條件。 A loss of connectivity for longer than a maximum duration to be established by the CAA shall trigger a lost-link condition.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3.2.6	控制信號鏈路應防止遙控無人機遭未經授權的地面導控站(GCS)配對或控制。 The C2 link shall prevent unauthorized ground control stations from pairing with or controlling the UA.											
3.2.7	控制信號鏈路應由製造商評定最大操作距離。 The C2 link shall be rated by the manufacturer with maximum range.											
3.2.8	控制信號無線電應標示工作頻率和頻道資訊。 C2 radios shall be labeled with operating frequency and channel information.											
3.3	測試要求-如果製造商要求控制信號下行鏈路用於飛行安全或操作需求時，於控制信號系統與地面導控站操作在最大發射功率下，進行鏈路數據完整度監測。 Testing Requirements-If a C2 downlink is required by the manufacturer for safety-of-flight or operational requirements, or both, the C2 link data integrity shall be monitored while C2 system elements are emitting RF and the GCS transmitter is operating at maximum transmission power.											
4	地面導控站(Ground Control Station；GCS) GCS											
4.1	操作要求： Operational Requirements:											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
4.1.1	應於飛行前，驗證資料鏈脫鎖保護系統能夠正常運作的方法。 There shall be a means for verifying before flight that the fly-away protection system is capable of functioning properly during flight.											
4.2	功能要求： Functional Requirements:											
4.2.1	為飛行安全要求或操作要求，或兩者，製造商要求無人機系統具備控制信號下傳鏈路時，則 GCS 應能向遙控無人機操作人提供位置和高度數據。 If a C2 downlink is required by the manufacturer for safety-of-flight or operational requirements, or both, the GCS shall be capable of providing position and altitude data to the PIC.											
4.2.2	為飛行安全要求或操作要求，或兩者，製造商要求無人機系統具備控制信號下傳鏈路時，則 GCS 應提供監視控制信號上傳鏈路誤碼率的能力。 If a C2 downlink is required by the manufacturer for safety-of-flight or operational requirements, or both, the GCS shall provide the capability to monitor the C2 uplink bit error rate.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
4.2.3	為飛行安全要求或操作要求，或兩者，製造商要求無人機系統具備控制信號下傳鏈路時，則 GCS 應提供監視控制信號下傳鏈路誤碼率的能力。 If a C2 downlink is required by the manufacturer for safety-of-flight or operational requirements, or both, the GCS shall provide the capability to monitor the C2 downlink bit error rate.											
4.2.4	為飛行安全要求或操作要求，或兩者，製造商要求無人機系統具備控制信號下傳鏈路時，則 GCS 應提供監視鏈路狀態的能力。 If a C2 downlink is required by the manufacturer for safety-of-flight or operational requirements, or both, the GCS shall provide the capability to monitor link status.											
4.2.5	為飛行安全要求或操作要求，或兩者，製造商要求無人機系統具備控制信號下傳鏈路時，當鏈路訊號遺失時，GCS 應向遙控無人機操作人發出警報。 If a C2 downlink is required by the manufacturer for safety-of-flight or operational requirements, or both, the GCS shall provide an alert to the PIC when a lost-link condition is entered.											
4.2.6	為飛行安全要求或操作要求，或兩者，製造商要求無人機系統具備控制信號下傳鏈路時，如果上傳鏈路或下傳鏈路資訊錯誤率超過 0.001，GCS 應向遙控無人機操作人發出警報。 If a C2 downlink is required by the manufacturer for safety-of-flight or operational											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	requirements, or both, the GCS shall provide an alert to the PIC if the uplink or downlink message error rate exceeds 0.001.											
4.2.7	為飛行安全要求或操作要求，或兩者，製造商要求無人機系統具備控制信號下傳鏈路時，當 GCS 與其通信系統之間檢測到不相容情況時，GCS 應向遙控無人機操作人發出警報。 If a C2 downlink is required by the manufacturer for safety-of-flight or operational requirements, or both, the GCS shall provide an alert to the PIC when an incompatibility is detected between the GCS and the systems with which it communicates.											
4.2.8	為飛行安全要求或操作要求，或兩者，製造商要求無人機系統具備控制信號下傳鏈路時，則 GCS 應向遙控無人機操作人發出鏈路訊號遺失的警報。 If a C2 downlink is required by the manufacturer for safety-of-flight or operational requirements, or both, the GCS shall provide a lost-link condition status to the PIC.											
4.2.9	GCS 備用電源供應，應可提供足夠時間的電力安全，回收遙控無人機。 A backup power supply capable of lasting long enough for a safe UA recovery shall be provided.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
4.2.10	如果使用警示燈，紅色應表示警告、黃色表示注意、綠色表示良好狀態。 If warning lights are used, red shall signify a warning, yellow shall signify caution, and green shall signify satisfactory status.											
4.2.11	如果使用警示燈，則其相對應的獨特警報音，最多響兩秒鐘。 If warning lights are used, a unique audible alarm tone consistent with the warning lights shall sound for a maximum of two seconds.											
4.2.12	為飛行安全要求或操作要求，或兩者，製造商要求無人機系統具備控制信號下傳鏈路時，須顯示飛行關鍵資訊，隨時可提供給遙控無人機操作人，包括油位、電池狀態、以及與 GCS 的空速、高度和橫向距離及與其相符之限制等訊息。 If a C2 downlink is required by the manufacturer for safety-of-flight or operational requirements, or both, displays of flight-critical information, including fuel level, battery status, and conformance with restrictions on airspeed, altitude, and lateral distance from the GCS, shall be made readily available to the PIC.											
4.2.13	GCS 應提供執行縮距測試的能力，以測試鏈路連線能力。 The GCS shall provide the capability of performing a reduced-range test to test link capability in situ.											
4.3	互用性要求： Interoperability Requirements:											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
4.3.1	於飛行之前，GCS 應確認系統已正確安裝完成，並可控制無人機。 The GCS shall verify that it is configured to control the intended UA before flight.											
4.4	設計要求： Design Requirements:											
4.4.1	製造商之控制信號下傳鏈路，為符合飛行安全或操作要求或兩者，則 GCS 應提供鏈路狀態的指示。 If a C2 downlink is required by the manufacturer for safety-of-flight or operational requirements, or both, the GCS shall provide a visible indication of link status.											
4.4.2	GCS 應提供作為手動或自動連接控制信號射頻源和鏈路天線之間，縮距測試用之衰減器。 The GCS shall provide a manual or automatic means of interfacing a C2 link reduced-range attenuator between the C2 RF source and the link antenna.											
4.4.3	GCS 應提供測試和測量控制信號鏈路在指定視距範圍內到無人機之間，最大的射頻輸出功率。 The GCS shall provide a capability to test and measure the maximum RF output of the C2 link to and from the UA at a specified line-of-sight distance.											
4.4.4	GCS 應提供操作人一個界面，來了解控制信號鏈路縮距測試的結果。 The GCS shall provide the operator an interface for interpreting the results of the C2											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	link reduced-range test.											
4.4.5	當控制信號鏈路縮距測試衰減器使用時，GCS 應防止操作人啟動遙控無人機。 The GCS shall prevent the PIC from launching the UA while the C2 link reduced-range attenuator is in use.											
4.5	測試： Testing:											
4.5.1	應測試 GCS 發射機的最大範圍值。 The GCS transmitter maximum range value shall be tested.											
4.5.2	應測試 GCS 接收機的最大範圍值。 The GCS receiver maximum range value shall be tested.											
5	無人駕駛飛機 Unmanned Aircraft											
5.1	操作要求： Operational Requirements:											
5.1.1	對鏈路斷線情況的回應，應包括以下一項或多項行動的組合： The responses to a lost-link condition shall include a combination of one or more of the following actions:											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
5.1.1.1	遙控無人機在控制信號鏈路斷線計時器停止後著陸； Landing the UA after the expiration of the C2 link timeout counter,											
5.1.1.2	將遙控無人機返回到操作區域內的彈射/起飛位置或某個其他先前指定的位置； Returning the UA to the UA launch/takeoff location or some other previously designated location within the operation area,											
5.1.1.3	確認鏈路斷線和控制信號鏈路計時器停止後，以可預測的方式終止飛行； Termination of the flight in a predictable manner after confirmation of lost link and the expiration of the C2 link timeout counter, or											
5.1.1.4	在啟動上述三種技術之任何一種前，在特定時間或區域內進行盤旋。 Loitering within the operational area for a specified period of time before initiating one of the above three techniques.											
5.2	功能要求： Functional Requirements:											
5.2.1	為飛行安全要求或操作要求，或兩者，製造商要求無人機系統具備控制信號下傳鏈路時，則遙控無人機應向操作人發送位置和高度數據。 If a C2 downlink is required by the manufacturer for safety-of-flight or operational requirements, or both, the UA shall transmit position and altitude data to the PIC.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
5.2.2	遙控無人機應記錄任何發生的鏈路斷線情況。 The UA shall record any occurrence of a lost-link condition.											
5.2.3	遙控無人機在發生鏈路斷線情形時，應執行鏈路斷線邏輯。 The UA shall execute lost-link logic upon occurrence of a lost-link condition.											
5.3	性能要求： Performance Requirements:											
5.3.1	遙控無人機應能夠保持飛行於操作人指定的受控區域內。 The UA shall be capable of remaining in a contained area if one has been specified by the PIC.											
5.4	互用性要求： Interoperability Requirements:											
5.4.1	控制信號鏈路斷線不應導致遙控無人機系統失效。 A C2 lost link shall not cause UA system failures.											
5.4.2	鏈路遺失功能，應能在控制信號上傳鏈路功能失效後執行。 The lost-link function shall be capable of executing after the C2 uplink capability fails.											
5.4.3	鏈路遺失功能，應能夠在控制信號下傳鏈路功能失效之後執行(若製造商為符合飛行安全要求或操作要求或兩者)。 The lost-link function shall be capable of executing after the C2 downlink capability (if											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	one is required by the manufacturer for safety-of-flight or operational requirements, or both) fails.											
5.5	設計要求： Design Requirements:											
5.5.1	遙控無人機發射器應標有工作頻率和頻道資訊。 The UA transmitter shall be labeled with operating frequency and channel information.											
5.5.2	遙控無人機接收器應標有工作頻率和頻道資訊。 The UA receiver shall be labeled with operating frequency and channel information.											
5.5.3	遙控無人機天線的固定安裝，不論遙控無人機姿態或相對於地面導控站的方向如何，均應符合遙控無人機天線的性能和功能。 The UA antenna(s) shall be mounted such that the performance and functionality of the antenna are met regardless of UA attitude or orientation relative to the GCS.											
5.6	測試： Testing:											
5.6.1	應測試遙控無人機發射機的最大範圍值。 The UA transmitter maximum range value shall be tested.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
5.6.2	應測試遙控無人機接收機的最大範圍值。 The UA receiver maximum range value shall be tested.											
6	脫鎖功能 Fly-Away Functionality											
6.1	功能要求-應記錄脫鎖功能的任何故障。 Functional Requirements-Any failure of fly-away functionality shall be recorded.											
6.2	性能要求： Performance Requirements:											
6.2.1	脫鎖功能應能在控制信號上傳鏈路能力失效後執行。 The fly-away function shall be capable of executing after the C2 uplink capability fails.											
6.2.2	脫鎖功能必須能夠在控制信號下傳鏈路能力失效之後執行(若製造商為符合飛行安全要求或操作要求或兩者)。 The fly-away function shall be capable of executing after the C2 downlink capability (if one is required by the manufacturer for safety-of-flight or operational requirements, or both) fails.											
7	設計文件和變更要求 Design Documentation and Change Requirements											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
7.1	有關下列主題的具體要求，請參閱本查檢表(A)、(D)及(E)： Refer to the check list (A) , (D), and (E) for specific requirements on the following topics:											
7.1.1	品質保證程序， Quality assurance procedures,											
7.1.2	構型管制和變更記錄，以及 Configuration control and documentation of changes, and											
7.1.3	驗證和確認。 Verification and validation.											

(D) 遙控無人機系統品質保證標準規範

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1	品質保證計畫(QAP) Quality Assurance Program (QAP)											
1.1	遙控無人機系統製造商應根據本標準制訂 QAP。 Manufacturers of UAS shall develop a QAP in accordance with the criteria established within this standard.											
1.2	品質保證手冊(QAM)-製造商應依照 QAM 形式文件化其 QAP。 Quality Assurance Manual (QAM)-Manufacturers shall document their QAP in the form of a QAM.											
1.3	品質保證管理-負責實施 QAP 的製造商管理部門，可能由一名或多名公司員工、公司官員或製造商的代理人或授權人，組成品質保證管理的個人或實體，應在 QAM 中有明確陳述。有關 QAP 方法和品質要求、對於供應商方面的要求，亦應於 QAM 中有明確陳述。 Quality Assurance Administration-The manufacturer’s administration charged with the implementation of the QAP may consist of one or more company employees, company officials, or manufacturer’s agents or assigns. The individuals or entities that make up											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	the quality assurance administration shall be identified within the QAM. The QAP methodology and any quality requirements flowing down to suppliers shall be documented in the QAM.											
1.4	品質保證記錄(QAR)-為確保無人機安全操作，應維持並保留有關生產遙控無人機系統組件的接收日期，和原物料來源的記錄。(參考註 1 及 1.4.1 節內容)。 註 1-本記錄目的，為製造商提供用以識別確認和減少可能受到需要採取矯正措施的材料異常，影響使用中遙控無人機系統的方法，從而減少此類矯正措施的經濟影響。 Quality Assurance Record (QAR)-A record shall be maintained of the date of acceptance and the origin of materials used in the production of system components considered by the manufacturer to be required for the safe operation of their UAS (see Note 1 and 1.4.1). NOTE 1-The intent of this record is to provide a means for the manufacturer to identify and reduce the number of UAS within a fleet that may be affected by a materials anomaly that would require corrective action, thereby reducing the economic impact of such corrective action.											
1.4.1	製造商應為每架生產的遙控無人機系統保持一個 QAR。每份 QAR 應包括以下內容：											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	The manufacturer shall maintain a QAR for each UAS produced. Each QAR shall consist of the following:											
1.4.1.1	生產驗收程序中適用的最終檢驗記錄、檢查和生產接收程序及測試文件(見第 4 節)。 Applicable final inspection records, check, and test documentation from the production acceptance procedures (see Section 4).											
1.4.1.2	製造商符合性記錄的副本。 A copy of the manufacturer's Record of Compliance.											
1.4.1.3	每架遙控無人機系統交付時的構型(為確保持續使用安全之目的),包括相關的零件清單、已安裝的設備清單、軟體版本、所有工程變更的清單以及與初始設備的任何偏異。 註 2-1.4.1 節中列出的每個項目，應包括遙控無人機系統序號和製造日期。 The configuration of each UAS at its point of delivery (for continued operational safety monitoring purposes), including associated parts lists, installed equipment lists, software version/versions, and a listing of all engineering changes and any deviations from the initial as designed/as tested configuration. NOTE 2-Each item listed in 1.4.1 shall include the UAS serial number and date of manufacture.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.5	品質保證修訂-應發展完成系統，以確保只有 QAM 的最新修訂版正在使用中。 Quality Assurance Revisions-A system shall be implemented to ensure that only the latest revisions to the QAM are in use.											
1.6	品質保證稽核 - 製造商應對其 QAP 進行每兩年一次的稽核，並保存所有此類稽核的記錄。任何已確認不符合時，應皆需解決改正。若未解決發現的任何異常情況，在必要時亦應對 QAM 進行修訂。 Quality Assurance Audits-The manufacturer shall conduct a biennial (every two years) audit of their QAP and maintain a record of all such audits. Any determination of noncompliance shall be resolved and a revision to the QAM shall be made if necessary to address any anomalies found.											
2	工程和製造 Engineering and Manufacture											
2.1	符合性記錄-製造商應永久保存用於顯示特定構型符合性設計文件之記錄。 Record of Compliance-The manufacturer shall keep a permanent record of the design documentation used to show compliance for a particular configuration.											
2.2	構型管制-生產中的所有遙控無人機系統構型皆需有記錄，以確保和最新發佈的構型相符合。 Configuration Control-All UAS configurations in production shall have Records of											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	Compliance to the latest released revision.											
2.3	生產文件-製造商應保存所有生產文件的記錄，包括對生產材料、裝配過程的所有修訂版別。生產文件應包括但不侷限於以下內容： Production Documentation-The manufacturer shall maintain a record of all production documentation, including revisions to both manufacturing material, or assembly processes, or both. Production documentation shall include, but is not limited to, the following:											
2.3.1	零件清單 Parts lists,											
2.3.2	製程單/生產流程單 Process sheets/routings,											
2.3.3	零件和裝配圖 Component and assembly drawings,											
2.3.4	製造說明書和規範 Manufacturing instructions and specifications,											
2.3.5	工具和量測圖 Tooling and gauge drawings,											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
2.3.6	軟體 Software,											
2.3.7	工具和測試設備校驗文件 Tooling and test equipment calibration documentation, and											
2.3.8	製造物料測試 Manufacturing material tests.											
2.4	特殊製程-應規劃生產系統，用以管控製造商認為對生產遙控無人機系統結構完整性，具重要的機身零組件生產有關的所有特殊製程，例如熔接、焊接、熱處理、電鍍、結構複合材料、膠合，以及其他適用於遙控無人機系統設計的產品，以確保每個製程和服務的品質，均按照品質標準規範進行。必須定期檢查或校驗工具、量具，包括遙控無人機系統生產過程中，特殊製程所使用的任何關鍵設備，皆需文件化記載清楚。 Special Processes-A system shall be implemented to control all special processes and services related to the production of airframe components considered by the manufacturer to be critical to the structural integrity of the UAS, such as welding, brazing, heat treatment, plating, structural composites, adhesive bonding, and others appropriate to the UAS design, that ensures that each process and service is performed in accordance with approved specifications containing definitive standards of quality.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	Required periodic inspection or calibration, or both, of tooling, gauges, solutions, or any critical equipment used in special processes related to the production of UAS shall be documented.											
3	品質保證檢查 QA Inspections											
3.1	製造商應在 QAP 中完整規劃並文件化檢驗系統，以便執行確認產品是否符合所有的工程要求和生產規格。 Manufacturers shall implement and document in the QAP a system of inspections to validate conformity of product to all applicable engineering requirements and production specifications.											
3.1.1	符合、不符合和等待檢驗的項目，應予以隔離或可明確區分。當發現不符合的物品，應由物料審查委員會(MRB)依 3.3 節內容進行評估或依 3.4 節判定拒收。 Conforming, nonconforming, and items awaiting inspection shall be segregated or clearly distinguishable. Items found to be nonconforming shall either be evaluated by a Materials Review Board (MRB) per 3.3 or rejected per 3.4.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3.2	接收檢驗-製造商應執行採購程序，以確保所有採購的物品都有明確的規定。外部供應商提供的進料物品，應檢查是否符合適用的規格或生產文件，並應永久記錄物料驗收人員。 Receiving Inspection-The manufacturer shall implement a purchasing procedure that shall ensure all items ordered are clearly specified. Incoming items provided by outside vendors shall be inspected for conformity to applicable specifications or production documentation or both.Arecord of such acceptance, to include the person accepting the material, shall be included in the permanent record.											
3.3	物料審查委員會對不合格項目的評估-應建立物料審查委員會(MRB)，並經由 MRB 以確定不符合所有適用工程要求和生產規範(即不合格項目)的項目之處置作為，並應包括一個或多個製造商指定的技術代表。MRB 代表應在 QAM 中確定。若經分析、額外檢查、功能檢查、維修、重工或“依原材料使用”，確保物品符合所有相關設計要求，則 MRB 可授權其用於生產遙控無人機系統。否則，該項目需被拒絕。 Evaluation of Nonconforming Items by a Materials Review Board-A Materials Review Board (MRB) shall be established to determine the disposition of items that do not conform to all applicable engineering requirements and production specifications (nonconforming items) and shall consist of one or more manufacturer’s designated technical representatives. MRB representatives shall be identified within the QAM. If											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	analysis, additional inspection, functional checks, repair, rework, or a use “as is” determination assures that an item meets all of the relevant design requirements, the MRB may authorize its use in the production of a UAS. Otherwise, the item shall be rejected.											
3.4	製造商應永久記錄保存經 MRB 評估和接受的不合格產品之處置情況。QAR 應記錄任何使用的不符合材料。 The manufacturer shall keep a permanent record showing the disposition of nonconforming items that have been evaluated and accepted by the MRB. The QAR shall document the use of any nonconforming material.											
3.5	拒收不符合項目-因損壞、儲存壽命超限或其他變化而被認定不可用的物品。拒收、不符合的物品應被報廢、處置或充分標記為拒收，以確保其不會用於生產遙控無人機系統。被拒收物品可能會未馬上處置、報廢，而被保留在預留的保存區域中，亦需確保不被使用。 Rejection of Nonconforming Items-A process for disposing of items found to be unusable due to damage, shelf life limits, or other variations shall be defined and implemented. A rejected item shall be mutilated, disposed of, or sufficiently marked as rejected to ensure that it is not used in the production of a UAS. A rejected item may be secured in a reserved holding area for future disposition or disposal.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
4	生產驗收 Production Acceptance											
4.1	最終檢查-製造商於即將執行遙控無人機系統產品之接收檢查程序前，需驗證並記錄每架遙控無人機系統，皆使用 QAR 現用版遵循生產驗收程序並完成接收測試。 Final Inspections-The manufacturer shall verify and record that the QAR up to the point of acceptance testing is current for each UAS produced prior to conducting the following production acceptance procedures.											
4.2	最終測試-製造商應確認根據本規範完成最終系統測試，以備便遙控無人機系統之放飛。 Final Testing-The manufacturer shall validate the proper completion of any ready to fly UAS by conducting a final system test in accordance with the requirements of main Specification.											
4.3	儀器校正-任何需要定期校驗的遙控無人機系統儀器，都應進行校驗，並有文件化追溯的記錄，包括現況或公差。用於校驗遙控無人機系統儀器及所有測試設備的工具、測試設備(皮托管/靜電測試儀、指南針等)亦應進行記錄和校驗，並且可追溯到公認的標準。 Instrument Calibration-Any UAS instrument requiring periodic calibrations shall have a calibration with traceability to a documented requirement (including currency) or											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	tolerance. Tools or test equipment (pitot/static tester, compass, and so forth) used to calibrate a UAS instrument, as well as all test equipment, should be documented and calibrated with traceability to a recognized standard.											
4.4	差異的解決 - 製造商應開發和實施一個系統，以矯正在地面檢查或飛行測試中發現的任何異常情況，並記錄在 QAP 中。 Resolution of Discrepancies-The manufacturer shall develop and implement a system to correct any anomalies found during ground checks or flight testing and be documented in the QAP.											
4.4.1	不合格品-任何未通過本要求生產驗收測試的遙控無人機系統，應被標記為不合格品。其後續應按照製造商的作業指南，修改異常並重新評估每個重工產品。 Noncompliance-Any UAS that fails any production acceptance test required by this practice shall be physically tagged as noncompliant. Anomalies shall be reworked per manufacturer’s instructions and each reworked anomaly shall be reevaluated.											
4.4.2	不符合標籤-不合格品標籤應附加在遙控飛機上。 Noncompliance Tag-A noncompliance notice shall be attached to the aircraft in such a											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	manner that it is in clear view of a potential operator of the UAS.											
4.5	生產驗收文件-文件化檢查清單，可用作記錄生產驗收檢查和測試的可接受方式，並應包括在可供每架遙控無人機系統使用的 QAR 中。 Production Acceptance Documentation-A written checklist may be used as an acceptable method of documenting production acceptance inspections, checks, and tests and shall be included in the QAR for each UAS if one is used.											
5	品質保證責任和分配 Assignment of QA Duties and Responsibilities											
5.1	所有品質保證代表的職責，應予以記錄並明確職掌和權限級別。 Duties for all QA representatives shall be documented and specify responsibilities and levels of authority.											
5.2	遙控無人機系統製造商可以將 QA 職責和責任分配給外部供應商，以建立衛星廠製造、組裝或分配設施。任何此類權責分工都應記錄於 QAP 中。 UAS manufacturers may assign QA duties and responsibilities to outside parties for the purpose of establishing satellite manufacturing, assembly, or distribution facilities, or a combination thereof. Any such assignment shall be documented in the QAP.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
5.3	遙控無人機系統製造商，應為所有分配 QA 職責的人員，建立教育訓練和評估計畫。 UAS manufacturers shall establish training and evaluation programs for all personnel assigned QA duties and responsibilities.											
5.4	製造商應採取適當措施，確保履行品質保證代表職責的人員，能夠向製造商的高級管理層，提供產品符合性的獨立見解。 The manufacturer shall take appropriate steps to ensure that persons performing the QA representative role can provide independent input on product conformity to the manufacturer’s senior management.											

(E) 遙控無人機系統生產驗收標準規範

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求 適用A/不適用NA	符合性方法(MOC) 設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	證明文件/備註
1	需求 Requirements											
1.1	生產 Production:											
1.1.1	概述 General:											
1.1.1.1	製造商對交貨時符合公認共識標準的產品負責，並證明其符合飛行安全。對於由供應商提供的組件組裝之遙控無人機系統，供應商應向製造商提供有關這些組件組裝和測試的詳細說明。供應商提供的組件，應包含聲明零件的設計和製造符合可接受的共識標準，並且這些零件在按照供應商的說明進行組裝、測試和維護時，均符合安全標準。 The manufacturer is responsible for a product that complies with accepted consensus standards at the time of delivery and is demonstrated as fit and safe for flight. For UAS assembled from components provided by a supplier, the supplier shall provide detailed instructions to the manufacturer concerning the assembly and test of those components. The components supplied by a supplier shall include a declaration that the components											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
	have been designed and manufactured in accordance with an accepted consensus standard and that the components, when assembled, tested, and maintained in accordance with the supplier's instructions, meet the safety standards implied by the applicable consensus standards. If required by CAA, the manufacturer/supplier shall also comply with any requirements for compliance with any applicable technical standard orders for specific components or systems, or both.											
1.1.1.2	製造商有責任確保遙控無人機系統已按照零件供應商的作業說明指南進行組裝。 The manufacturer is responsible for ensuring that the UAS has been assembled in accordance with the component supplier's instructions and complies with the main specification.											
1.1.1.3	符合品質保證標準-品質保證應按照本查檢表(D)執行。 Compliance with Quality Assurance Standard-Quality assurance shall be exercised across production in accordance with the check list (D).											
1.1.2	結構-遙控無人機系統機身結構應滿足本查檢表(A)的要求。若沒有可適當證明目前使用中結構的材料，則應適當安排經由其任務執行時驗證之。 Structure-UAS airframe structures shall meet the requirements specified in the check list (A). UAS structures using materials that have no applicable certified material characteristics shall be demonstrated to be suitable for the mission involved.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
1.1.2.1	材料採購-使用的零件應保持一致，並應避免非預期的變化或替代品。 Material procurement-Components used shall be consistent and uncontrolled variation or substitution shall be avoided.											
1.1.2.2	裝配執行程序-裝配所使用的環氧樹脂、CA 水泥等材料，應根據產品供應商的數據表，進行安全和可接受的結果。 Assembly practices-Consistent, accepted practices and assembly using materials such as epoxy, CA cements, shall be applied in accordance with product supplier’s data sheets for safety and acceptable results.											
1.1.2.3	模具-使用的模具、工具和夾具生產，應符合機身的工程設計要求，並根據零件適配、裝配公差、缺陷尺寸和其他要求，且皆需記錄在設計中。 Tooling-Molds, tooling, and jigs shall be used that produce an airframe which conforms to the engineering design in terms of part fit, assembly tolerances, defect size, and other requirements documented in the design.											
1.1.2.4	鎖固和連接-機械零件如配件、推桿、轉子結構，應使用安全保險絲、螺紋鎖固黏合劑、壓接、焊接或其他有效的方式固定之。 Fastening and joining-Mechanical components such as fittings, pushrods, rotor structures and fittings shall be properly secured using safety wire, thread locking adhesives, crimping, welding or other effective means of restraining mechanical											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	components.											
1.1.2.5	潤滑-如果使用配件潤滑，製造商應確保使用的潤滑劑適合應用於耐熱範圍和預測負載。 Lubrication-Where lubrication of fittings is used, the manufacturer shall ensure that the lubricant used is appropriate to the application, thermal range and predicted load.											
1.1.3	推進力： Propulsion:											
1.1.3.1	發動機/引擎支撐-使用環氧樹脂，CA 水泥等材料進行、執行與組裝，應根據產品供應商的數據表，以具安全和可接受性。 Motor/engine mounting-Consistent, accepted practices and assembly using materials such as epoxy, CA cements, and the like shall be applied in accordance with product supplier’s data sheets for safety and acceptable results.											
1.1.3.2	安全-發動機/引擎/螺旋槳的支撐應經過驗證，以符合製造商/供應商規定的扭矩水平和安全性。 Security-Motor/engine/propeller mounting shall be verified to meet											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	manufacturer/supplier specified torque levels and security.											
1.1.3.3	動態平衡-安裝前，螺旋槳、轉子或轉子葉片，應依照設計規範執行靜態和動態平衡。 Dynamic balancing-Prior to installation, propellers or rotors or rotor blades shall be statically and dynamically balanced per design specification.											
1.1.3.4	推進電池-對於電力推進系統，電池供補應適用本查檢表(B)之規定。 Propulsion batteries-For electric propulsion systems, provisions in the check list (B) shall apply.											
1.1.4	系統-可以呈現為不受其他子系統相互影響的獨立系統。例如和飛行控制系統沒有界面關係的彈射子系統，其驗證滿足功能，是和機身有相關性或是虛擬的機身。 Systems-Systems that can be shown not to be impacted by, or to impact on, other subsystems may be demonstrated independent of all-up functional verification of systems. For example, a launch sub system that has no interface with the flight control system may be demonstrated to meet functionality with an airframe or a dummy airframe.											
1.1.5	酬載： Payload:											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
1.1.5.1	實體有效酬載的安裝固定，應按照遙控無人機系統設計或製造商的指南說明書(或兩者)規定，並注意正確的衝擊和振動衰減。主電源系統(電池、發電機等)的電流消耗，應在電路保護的生產和功能測試期間進行融合驗證。如果製造商允許在生產後安裝實體酬載，那麼對設計安裝的具體要求，以及實體酬載規定，應符合本查檢表(F)制定的飛行手冊，或本查檢表(G)制定的維護和持續適航性文件中規定。並且實體酬載重量不應導致超過最大確定的總重，以確定系統的最大安全重量。 Physical-Payload(s) shall be mounted in the manner specified by the UAS design or manufacturer’s instructions (or both) with attention given to proper shock and vibration attenuations. Current draw from primary power systems (batteries, generators, and so forth) shall be verified during production and functionality of circuit protection and fusing shall also be verified. If the manufacturer allows payloads to be installed post-production, then specific requirements for the design installation, and test of these type payloads shall be specified in the aircraft flight manual developed in accordance with the check list (F) or the maintenance and continued airworthiness documentation developed in accordance with the check list (G). Maximum safe gross weight of the system shall be determined and payload weight shall not result in a gross weight that exceeds maximum determined safe gross weight.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.1.5.2	對重心位置的影響-酬載的位置應按照遙控無人機系統設計者的規定配置，並且每個遙控無人機的重心，應在安裝酬載的情況下進行驗證。應包括由於飛行中卸載的燃料消耗，而導致重心位置的變化。 Effect on CG location-Payloads shall be located as specified by the UAS designer and center of gravity for each aircraft shall be verified with payload installed. This shall include center of gravity changes due to fuel consumption or in-flight offloaded payloads, or both.											
1.1.5.3	系統設計變更的責任-若未對飛行性能或影響此類變更的控制信號系統的電子或電氣相容性影響，進行工程定義，則不得變更零組件的實體位置。當預測到這種實體變更將導致系統性能發生變化，則應對其變更進行驗證，以確定系統功能將保持在規格限制範圍內。如果進行此類變更以適應零件或材料不適用等問題，則應使用製造商接受的格式和處理/儲存程序，並將這些變更記錄在工程變更單(ECO)中。 Accountability for system design changes-No change in physical location of components may be made without engineering definition of the impact of such change on flight performance or electronic or electrical compatibility of command and control systems that are impacted by such change. Where a change in systems performance is predicted for such physical change, the change shall be validated to ascertain that											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	system functionality will remain within specification limits. When such changes are made to accommodate issues such as unavailability of parts or material, those changes shall be documented in an engineering change order (ECO) using manufacturer's normally accepted format and processing/storage procedures.											
1.1.6	地面支援設備： Ground Support Equipment:											
1.1.6.1	控制站-控制站可以像商用現成傳送器一樣簡單，也可如同配備控制顯示器、控制信號(C2)鏈路接收器、警告設備、記錄設備、電池充電、獨立電源等的可動遮蔽棚一樣複雜。無論生產系統如何，地面控制站都應作為生產驗收的一部分，以符合系統設計和整體的規範，以及所用設備的供應商規範。確保一致性的要求，於已知的構型中，不會在操作中錯誤引入，並可能導致降低系統性能或影響遙控無人機系統飛行安全。生產驗證應包括對每個生產的控制站進行產品驗證，控制產品以確保控制遙控無人機系統，並確保遙控無人機系統操作標準結果一致性。											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	Control station-The control station may be as simple as a commercial off the shelf transmitter or as complex as a mobile shelter complete with control displays, C2 link receivers, warning devices, recording equipment, battery charging, independent electrical power and so forth. Whatever the production system, it shall be demonstrated as part of production acceptance to comply with the specifications of the system design and integration and supplier's specifications for the equipment used. The requirement is to ensure a consistent, known configuration that does not introduce errors in operation of the UAS that can lead to degradation of the system or UAS flight safety. Production verification shall include verification of the product for each control station produced to ensure that the UAS will be controlled as required to comply with UAS operational standards consistently.											
1.1.6.2	彈射和回收系統(如果需要)-彈射和回收系統可以像手動發射一樣簡單，也可以像彈力繩、氣動或液壓彈射器一樣複雜。無論生產系統如何，彈射和回收系統都應作為生產驗收的一部分，以符合系統設計和整體的規範，以及所用設備的供應商規範。確保一致性的要求，於已知的構型中，不會在操作中錯誤引入，並可能導致降低系統性能或影響機組安全及遙控無人機系統飛行安全。生產驗證應包括對每個生產的彈射和回收系統進行產品驗證，以確保遙控無人機系統將在製造商指定的彈射範圍內安全啟動。以確保控制遙控無人機系統，並確保遙控無人機系統											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	操作標準結果一致性。 Launch and recovery systems (if required)—The launch and recovery system may be as simple as hand launch or as complex as a bungee, pneumatic or hydraulic launcher. Whatever the production system, it shall be demonstrated to comply with the specifications of the system design and integration and suppliers specifications for the equipment used. The requirement is to ensure a consistent, known configuration that does not introduce errors in operation of the UAS that can lead to system degradation, crew safety or UAS flight safety. Production verification shall include verification of the product for each launch and recovery system produced to ensure that the UAS will be launched safely within the launch envelope specified by manufacturer.											
1.1.7	系統層級： System Level:											
1.1.7.1	構型管理計畫-遙控無人機系統製造商應制定構型管理計畫，確保建立和維護每架遙控無人機系統的標準構型，並客觀提供產品符合規範和持續品質管理系統的有效性。 Configuration management plan-The UAS manufacturer shall develop a configuration management plan to ensure that a standard configuration for each UAS is established and maintained and to provide objective evidence of production conformance to											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	specifications and continued effectiveness of the quality management system.											
1.1.7.2	產品規格-遙控無人機系統特性，應以製造商正常接受的格式記錄產品規格。應定義遙控無人機系統標準構型，以便提供產品驗證測試基礎。 Product specification-The UAS characteristics shall be documented in a product specification in the manufacturer's normal accepted format. In this specification, the UAS standard configuration shall be defined to provide a basis for product verification testing.											
1.1.7.3	產品驗證計畫-應制定產品驗證計畫，以確保在 1.1.7.4 節中要求的遙控無人機系統的正式驗證測試，包括以下活動 Product verification plan-A product verification plan shall be developed to ensure the following activities are included in the formal verification testing of the UAS required in 1.1.7.4. (1)工程設計-遙控無人機系統的生產應依據標準構型報告，並以製造商正常接受的格式發佈與該構型特別相關的工程資料(即藍圖、製程、規格等)。滿足生產突發事件所需的設計變更，並應記錄在工程變更單(ECO)中，以便進行更改，設計變更必須序號、組別識別。 (1)Engineering design-The production of the UAS shall be based on the standard configuration report and released engineering data (that is, drawings, processes,											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	specifications, and so forth) in the manufacturer's normal accepted format that are specifically associated with that configuration. Design modifications required to meet production contingencies shall be documented in an ECO for that change and the change shall be identified by serial number block. (2)裝配說明指導書–應使用製造商正式核准格式的適當裝配指導書，以確保生產過程的一致性和可重複性。 (2) Assembly instructions-Appropriate assembly instructions in the manufacturer's normal accepted format shall be used to assure the uniformity and repeatability of production processes. (3)工具-適用於遙控無人機系統設計的工具，應用於確保關鍵尺寸的控制和組件與組件之間生產的可重複性。 (3) Tooling-Tooling appropriate to the UAS design shall be used to assure control of critical dimensions and the repeatability of production from unit to unit. (4)材料檢驗-製造商應確保材料(生料、零件和組件)的供應商符合共同標準。遙控無人機系統的生料及設備啟動前，應對其構型及製程品質進行確認。可於供應商或製造商端進行檢查。 (4) Material inspection-Manufacturers shall ensure that suppliers of material items (raw material, components, and assemblies) are in compliance with consensus standards for											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	those material items. Incoming materials and equipment to be installed in the UAS shall be inspected for proper configuration and quality of workmanship before their use. Inspections may be performed at the supplier's location or the manufacturer's location or both. (5)過程中檢查-在安裝到下一階段的組件前，應檢查遙控無人機系統的次組件(為了正確的構型和製程品質)。生產計畫應在確定的適當過程檢查點上排定製程檢驗流程。 (5) In-process inspection-When appropriate, subassemblies of the UAS shall be inspected (for proper configuration and quality of workmanship) before installation into the next higher assembly. Production plans shall delineate product flow with appropriate in-process inspection points identified.											
1.1.7.4	設計確認-遙控無人機系統零件或系統設計的正式確認，遙控無人機系統供應商或製造商，應遵行本查檢表(A)~(G)之需求。 Design validation-A formal validation of the UAS component or system design shall be performed by the UAS supplier or manufacturer in accordance with requirements from the check list (A) to (G).											
1.2	系統層級生產驗收： System Level Production Acceptance:											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
1.2.1	生產過程中的測試-每架遙控無人機系統的主要次組合，都應進行測試(如適用)，以確保安裝到下一階段前的組件，可以正常運行。這些次組合可以包括但不一定侷限於以下內容： Production In-Process Tests—Major subassemblies of each UAS shall be tested (as appropriate) to verify proper operation before their installation into the next higher assembly. These subassemblies can include, but are not necessarily limited to, the following:											
1.2.1.1	結構-在工程開發和原型實體期間已確認的結構，只有在引入設計變更或材料和製程變更時，由於未在設計開發階段或飛行測試前經過驗證，故必須重新驗證。在此情況下，受設計或材料變更影響的結構測試部分，應使用與開發過程中相同的驗證程序，進行重新驗證。 Structure-Structures validated during engineering development and prototyping need be revalidated only if design changes or material and process changes are introduced that have not been validated during development and flight test of the design. In those instances, the segment of test for the structure that is affected by the design or material change shall be revalidated using the same procedure used during development.											
1.2.1.2	推進-製造商應主動以樣本統計方式，對推進組件的系列或型號，進行抽樣性能測試，以確認推進系統符合供應商規定的性能。											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	Propulsion-The manufacturer shall subject a statistical sample of each serial block or model line of propulsion components to performance testing that validates that the propulsion system meets the supplier's stated performance.											
1.2.1.3	控制信號(C2)鏈路-製造商應制定生產計畫並執行，確保生產驗收所有相關鏈接，以滿足製造商的規範和所涉及的特定任務的設計要求。 C2 links-A production plan shall be generated and enforced by the manufacturer that ensures that all links involved are determined by production acceptance to meet the manufacturer's specification and the design requirements for the specific mission involved.											
1.2.1.4	資料鏈路-當下行鏈路用於傳輸指揮和控制所不需要的訊息時，應對鏈路進行測試，以證明不會降低其主飛行控制。 Data link-When a downlink is used to transmit information that is not necessary for command and control, that the link shall be tested to prove that it does not degrade primary flight control.											
1.2.1.5	酬載-當酬載用於產生商業功能所需的資訊或動作時，任何電、熱或酬載，都應經過模擬操作環境測試運行，以證明酬載不會降低主飛行控制。 Payload-When a payload is used to generate the information or action needed for commercial function, any electric, thermal, or active payload shall be tested in the											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	simulated operational environment to prove that the payload does not degrade primary flight control.											
1.2.2	生產最終驗收測試： Production Final Acceptance Test:											
1.2.2.1	製造商應至少按照本查檢表(A)~(G)內容，執行首架遙控無人機系統測試，以確保符合設計要求和設計操作能力在最終生產系統中實現。在此過程中，應驗證每個設計要求，並以製造商的正式接受格式記錄之。任何對遙控無人機系統的主要變更，都應進行重複驗證。若我國交通部民航局(CAA)允許或要求，產品驗證測試可由其他獨立單位執行。 The manufacturer shall test at least the first article UAS in accordance with the check list from (A) to (G) to confirm that the design requirements and design operational capabilities are achieved in the final production systems. In this process, each design requirement shall be verified and the verification documented in the manufacturer's normal accepted format. This product verification shall be repeated for any major modification to the UAS. If allowed or required by CAA, these product verification tests can also be performed by an independent entity.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.2.2.2	遙控無人機系統的所有主要零組件(飛行器、控制站、彈射和回收設備[如果適用]等)，應由製造商進行測試，以確保在裝運和操作使用前可正常運作。在主要零組件進行單獨測試的情況下，應制定實施程序，以確保裝運後及運行前的相容性和功能適當性。沒有必要針對每個生產單元的等級進行測試，因為這在設計、製造和測試階段均已執行驗證。 All major components (air vehicle, control stations, launch and recovery equipment [if applicable], and the like) of the UAS shall be tested by the manufacturer to ensure proper operation before shipment and operational use. Where major components are tested separately procedures shall be developed and implemented to ensure compatibility and proper function after shipment but before operational use. Testing of every production unit for range is not necessary since this is verified in the design, construct, and test phase.											
1.3	品質保證-生產過程中的品質保證作為，應按照本查檢表(D)執行。 Quality Assurance-Quality assurance shall be exercised across production in accordance with the check list (D).											
1.4	文件化： Documentation:											
1.4.1	一般： General:											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.4.1.1	構型管理計畫-製造商應以正式接受格式編制構型管理計畫，以供製造過程使用。該計畫的目的是確保生產過程中，持續維持遙控無人機系統的構型一致性。 Configuration management plan-A configuration management plan for use during production shall be prepared in the manufacturer's normal accepted format. The purpose of this plan is to ensure that consistency of the configuration of the UAS in production is maintained.											
1.4.1.2	遙控無人機飛行手冊-應為每種類型的遙控無人機系統準備飛行手冊。本文件應按照本查檢表(F)進行準備。 Aircraft flight manual-An aircraft flight manual shall be prepared for each type UAS. This document shall be prepared in accordance with the check list (F).											
1.4.1.3	維護和持續適航性文件-如果不包括在飛行手冊中，則應根據本查檢表(G)準備維護和持續適航性的文件。 Maintenance and continued airworthiness documentation-If not included in the aircraft flight manual, documentation that addresses maintenance and continued airworthiness shall be prepared in accordance with the check list (G).											
1.4.1.4	其他維護手冊-因應製造商或我國交通部民航局(CAA)需求，可以依製造商的正式接受格式準備其他手冊。 Other maintenance manuals-Other manuals may be prepared if desired or required by											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	the manufacturer or CAA or both. If such documents are required or desired they may be prepared in the manufacturer's normal accepted format.											
1.4.2	生產： Production:											
1.4.2.1	標準構型報告-按照 1.1.7.1 節的要求，每個遙控無人機系統應以製造商正式接受的格式準備標準構型報告。 Standard configuration report-A standard configuration report shall be prepared in the manufacturer's normal accepted format for each UAS in accordance with section 1.1.7.1											
1.4.2.2	產品規範-產品規範應按照 1.1.7.2 節製造商的正式接受格式進行準備。 Product specification-A product specification shall be prepared in the manufacturer's normal accepted format in accordance with 1.1.7.2.											
1.4.2.3	產品驗證計畫-產品驗證計畫應按照 1.1.7.3 節，依遙控無人機系統製造商的正式接受格式編制。 Product verification plan-A product verification plan shall be prepared in the manufacturer's normal accepted format for each UAS in accordance with 1.1.7.3.											
1.4.2.4	產品驗證報告-展示每架遙控無人機系統產品驗證結果的產品驗證報告，應以製造											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
	商的正式接受格式準備。 Product verification report-A product verification report that shows the results of product verification shall be prepared in the manufacturer's normal accepted format for each UAS.											
1.4.2.5	實際裝配日誌-對於每架交付的遙控無人機系統，應以製造商正式接受的格式準備"實際裝配日誌"。在日誌中，應記錄每個系統構型項目的零件號、名稱和序號。只要遙控無人機系統處於運營服務狀態，這些記錄應由供應商或製造商保留。當批次生產序號之遙控無人機系統，依其相同規範生產時，且設計與上述列出的四個文件規定之規格一致，一個實際裝配日誌之紀錄便已足夠。 As-built logs-An "as-built log" shall be prepared in the manufacturer's normal accepted format for each delivered UAS. In the log, the part number, name and serial number of each system configuration item shall be recorded. These records shall be retained by the supplier or manufacturer as long as the UAS is in operational service. When a block of serial numbered UAS are produced to the same specifications against the four documents listed immediately above, one as-built log will suffice for the block.											
1.4.3	測試： Test:											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.4.3.1	生產過程中測試報告-每架交付的遙控無人機系統之生產過程測試報告，應以製造商的正式接受格式編制。 Production in-process test report-A production inprocess test report for each delivered UAS shall be prepared in the manufacturer's normal accepted format.											
1.4.3.2	生產最終驗收測試報告-生產驗收測試報告應按照 1.2.2 節，每架交付的遙控無人機系統，依製造商正式接受的格式準備。只要遙控無人機系統處於運營服務狀態，這些記錄應由製造商保留。 Production final acceptance test report-A production acceptance test report shall be prepared in the manufacturer's normal accepted format for each delivered UAS in accordance with 1.2.2. These records shall be retained by the manufacturer as long as the UAS is in operational service.											
1.4.4	品質保證： Quality Assurance:											
1.4.4.1	品質保證計畫-生產過程中使用的品質保證計畫，應按照本查檢表(D)進行準備。 QA plan-A QA plan for use during production shall be prepared in accordance with the check list (D).											

(F) 遙控無人機系統飛行手冊標準規範

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1	一般要求 General Requirements											
1.1	飛行手冊應提供以下典型的遙控無人機系統資訊內容： The AFM shall provide information in the following areas for a specific model of UAS:											
1.1.1	系統描述； System description.											
1.1.2	操作特性； Operating characteristics.											
1.1.3	性能和限制； Performance and limitations.											
1.1.4	正常、異常和緊急操作程序； Normal, abnormal, and emergency operating procedures.											
1.1.5	安裝的操縱裝置、指示器、設備和附件。這些資訊應透過以下方法之一包含在內： Installed controls, indicators, equipment, and accessories. This information shall be											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	included through one of the following methods:											
1.1.5.1	維護和持續適航性說明； Instructions for maintenance and continuing airworthiness.											
1.1.5.2	引用單一的零件製造商提供的說明或手冊。 Referencing separate component manufacturer provided instructions or manuals.											
1.1.5.3	於 1.1.5.1 節和 1.1.5.2 節的任何組合。 Any combination of 1.1.5.1 and 1.1.5.2.											
1.2	飛行手冊技術內容應與本查檢表(A)~(G)規定內容一致。 The AFM technical content shall be consistent with the data developed in accordance with the check list from (A) to (G).											
1.3	飛行手冊的架構應符合本查檢表的第 2 節。 The AFM shall be structured in accordance with Section 2 of this standard.											
1.4	飛行手冊的內容應符合本查檢表的第 3 節。 The AFM content shall be in accordance with Section 3 of this standard.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.5	根據本查檢表(D)的品質保證要求，應追蹤飛行手冊的所有修訂、遺漏、錯誤、異動或更新，並將其分發給所有遙控無人機系統記錄所有人。 All revisions, omissions, errors, changes, or updates to the AFM shall be tracked and distributed to all UAS owners of record in accordance with the quality assurance requirements of the check list (D).											
1.6	飛行手冊應根據公認的最佳方式呈現，包括格式和外觀。此外，如果飛行手冊以電子格式編撰，則應符合可讀性、索引、導覽、卷軸和打印需求。 The AFM shall present a style, format, and appearance in accordance with accepted government or industry best practices for human readable technical manuals (for example, MIL-STD-3001 “Preparation of Digital Technical Information for Multi-Output Presentation of Technical Manuals”). Additionally, if the AFM is provided in electronic format, it shall conform to common industry or government best practices for readability, indexing, navigation, scrolling and printing.											
1.7	所有測量法應適用於安裝在遙控無人機系統中的設備和儀器。 All measurements shall be consistent with the equipment and instrumentation installed in the UAS.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.8	飛行高度應為以平均海平面(mean sea level；MSL)或地平面上(above ground level；AGL)為參考的氣壓高度。(氣壓 AGL 是在飛行中的氣壓高度減去的地面操作位置所測量的氣壓高度)。 Flight altitudes shall be barometric altitudes referenced either to MSL or AGL (barometric AGL is barometric altitude measured at the ground location of operation subtracted from the barometric altitude in flight).											
1.9	由於遙控無人機系統的尺寸、重量和系統複雜性多樣，並非所有項目都適用於所有系統，可選標有(O)的項目。若飛行手冊中，遙控無人機系統的安全操作所需組件可能無法識別，則可選(O)，而其餘所有其他項目均被視為必須包含在內。但是，如果製造商希望排除強制性項目，則飛行手冊中應包含說明理由。 Due to the wide variety in size, weight, and system complexity of UAS, not all items will apply to all systems. Optional items are marked by (O). Components required for the safe operation of the UAS may not be identified as optional (O) in the AFM. All other items are considered mandatory for inclusion. However, if a manufacturer wishes to exclude a mandatory item, a statement of justification shall be included in the AFM.											
2	架構 Structure											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
2.1	標題； Title.											
2.2	手動修訂記錄(表格格式)； Record of manual revisions (tabular format).											
2.3	(O)目錄； (O) Table of contents.											
2.4	(O)介紹； (O)Introduction.											
2.5	第一部分-一般資訊和系統描述。 No. 1-General information and system description.											
2.6	第二部分-性能和限制。 No. 2-Performance and limitations.											
2.7	第三部分-正常程序。 No. 3-Normal procedures.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
2.8	第四部分-緊急程序。 No. 4-Emergency procedures.											
2.9	第五部分-重量和平衡，以及設備清單。 No. 5-Weight and balance, and equipment list.											
2.10	第六部分-操作、維修、現場或預防性維護說明，以及持續適航指導。 No. 6-Instructions for handling, servicing, field or preventative maintenance, and instructions for continued airworthiness.											
2.11	第七部分-補充說明。 No. 7-Supplements.											
3	內容 Content											
3.1	標題頁-飛行手冊封面應提供以下資訊(允許將其資訊呈現於封面)： Title Page-The AFM cover shall provide the following information (decorative covers are allowed as long as this information is provided on the cover):											
3.1.1	發行編號； Publication number,											
3.1.2	註明“遙控無人機飛行手冊”；											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	The words ‘Aircraft Flight Manual,’											
3.1.3	系統名稱； System name,											
3.1.4	型號； Model number, and											
3.1.5	日期(顯示發行日期)。 Date (show the date of issue).											
3.2	手冊修訂記錄-以表格方式記錄飛行手冊的所有更新和修改。 Record of Manual Revisions-This section shall provide a form on which the owner can note all updates and changes to the AFM.											
3.3	目錄-標示標題、段落和頁碼，以幫助業主在手冊中查找資訊。 Table of Contents-This section should provide the major headings, paragraphs, and page numbers to assist the owner in finding information in the AFM.											
3.4	介紹-本節應提供以下資訊： Introduction-This section should provide the following information:											
3.4.1	用於設計和製造的標準清單，以及參考本標準的符合性； A list of the standards used for the design and construction, and reference compliance with this standard,											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3.4.2	遙控無人機系統製造商的名稱和聯絡資訊； The name and contact information of the manufacturer of the UAS, and											
3.4.3	萬一製造商失去支援製造和型號的能力時，則需要回收飛行許可證的資料、位置和聯絡的資訊及其他文件化的資料。 Data, location, and contact information for recovery of flying permits and other documentation, should the manufacturer lose its ability to support the make and model.											
3.5	第一部分-一般資訊和系統描述： No. 1-General Information and System Description:											
3.5.1	簡介； Introduction.											
3.5.2	飛機； Aircraft:											
3.5.2.1	機身； Airframe, (1) (O)三視圖。											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	(1) (O) 3-view drawing,											
3.5.2.2	飛行控制面； Flight control surfaces,											
3.5.2.3	引擎/推進系統/螺旋槳和轉子； Engine / propulsion, propellers, and rotors,											
3.5.2.4	航空電子設備； Avionics, (1)導引、導航和控制(GNC)(即飛控電腦)； (1) Guidance, Navigation and Control (GNC) (that is, flight computer), (2)通信設備； (2) Communications equipment, and (3)(O)其他包括記錄設備、視頻處理、天線等的航空電子設備。 (3)(O)Other avionics to include transponder, recording device, video processing, antenna, etc.											
3.5.3	控制站： Control station:											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3.5.3.1	資訊顯示(飛機健康和狀態、導航及酬載等)； Information displays (aircraft health and status, navigation, payload, etc.),											
3.5.3.2	使用者界面(例如鍵盤、軌跡球、操縱桿等)； User interfaces (for example, keyboards, trackballs, joysticks, etc.), and											
3.5.3.3	(O)控制站和多種機型之間的互操作性。 (O) Interoperability between control station and multiple aircraft types.											
3.5.4	控制信號(C2)鏈路： Command and control (C2) link:											
3.5.4.1	頻率(如果敏感或機密，可選項)； Frequencies (Optional if sensitive or classified), and											
3.5.4.2	功率/範圍(如果敏感或機密，可選項)。 Power / range (Optional if sensitive or classified).											
3.5.5	彈射和/或回收設備(如果適用)。 Launch and/or recovery equipment if applicable.											
3.5.6	地面作業區域設置： Ground operational area set up:											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3.5.6.1	機場區域內外的區域平面圖和圖表； Area plan and diagram for on or off airport areas, and											
3.5.6.2	駕駛艙(GCS 型、封閉式或露天式)、飛行人員(目視觀察員、彈射和回收人員)或兩者或負責直接支援飛行操作人的安全性擔保。 Security of cockpit (GCS type, closed or open air) or flight crew positions (visual observers, launch and recovery crew), or both, for personnel responsible for direct support of flight operations.											
3.6	第二部分-性能和限制-應向操作人提供以下詳細資訊。製造商考量安全飛行所需項目，標有(O)的項目則視為可選項。 No. 2-Performance and Limitations-The following detailed information shall be provided to the operator. Those items marked with an (O) are considered optional if not required for safety of flight by the manufacturer.											
3.6.1	空機重量、最大載具重和最大起飛重量； Empty weight, maximum gross weight, and maximum takeoff weight,											
3.6.2	在指定的功率和高度設定下，海平面的最高速度和巡航速度； Top speed at sea level and cruise / loiter speed at a stated power setting and altitude,											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3.6.3	續航力； Endurance,											
3.6.4	(O)失速速度； (O) Stall speed,											
3.6.5	總燃料容量/電池電量，可用總燃料量/電池以及經批准的燃料/電池類型； Total fuel capacity / battery power, total usable fuel / battery, and approved types of fuels / batteries,											
3.6.6	(O)依 3.7.5 節中所定義的，使用正常起飛/彈射程序下的所需起飛之範圍； (O) Takeoff area required at a normal launch site using normal takeoff/launch procedures as defined in 3.7.5,											
3.6.7	(O)依 3.7.8 節中所定義的，使用正常回收程序的所需回收範圍； (O) Landing area required at a normal recovery site using normal landing/recovery procedures as defined in 3.7.8,											
3.6.8	巡航速度； Cruise speeds,											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3.6.9	適合推進類型(例如燃料、電池等)的功率設定和消耗量； Power setting and consumption appropriate to the type of propulsion (for example, fuel, battery, etc.),											
3.6.10	禁止的動作； Prohibited maneuvers,											
3.6.11	(O)重心限制和計算/驗證重心位置的說明，如移除或添加配重塊(對於所有人/操作人能夠調整/影響的系統)； (O) Center of gravity limitations and instructions for calculating/verifying CG locations as well as removing or adding ballast (for those systems where the owner/operator is capable of adjusting/influencing),											
3.6.12	(O)最大操作高度； (O) Maximum operating altitude,											
3.6.13	(O)爬升/下降速率； (O) Rate of climb/descent,											
3.6.14	(O)空速指示器速度範圍標示； (O) Airspeed Indicator speed range markings,											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3.6.15	(O)最大起飛重量的失速速度； (O) Stalling speeds at maximum takeoff weight (VS and VS0),											
3.6.16	(O)襟翼伸展速度範圍； (O) Flap extended speed range (VS0 to VFE),											
3.6.17	(O)總重量及最小重量限制下的操控速度； (O) Maneuvering speed (VA) at gross weight and minimum weight,											
3.6.18	不可超過之速度； Never exceed speed (VNE),											
3.6.19	(O)負荷係數； (O) Load factors,											
3.6.20	(O)最大推力輸出； (O) Maximum propulsion output,											
3.6.21	(O)應用的環境限制； (O) Applicable environmental limitations,											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3.6.22	(O)應用於夜間的目視飛行規定(Visual Flight Rules；VFR)或儀器飛行規定(Instrument Flight Rules；IFR)使用限制 (O) Applicable VFR night or IFR use limitations,											
3.6.23	最大風力限制； Maximum wind limitations,											
3.6.24	(O)旋翼或多旋翼系統或兩者的其他相關參數； (O) Other relevant parameters for rotary wing or multi rotor systems, or both, and											
3.6.25	(O)起飛和著陸資料(Takeoff and Landing Data；TOLD)性能規劃卡或工作表。(這是一個計劃工具，用於記錄安全飛行所需的起飛到著陸之所有速度。) (O) Takeoff and landing data (TOLD) performance planning card or worksheet (this is a planning tool used to document all the V speeds necessary for safe flight from takeoff/launch to landing/recovery).											
3.7	第三部分-正常程序-以下詳細資訊應提供給無人機所有人。標有(O)的項目由製造商酌情決定。 No. 3-Normal Procedures-The following detailed information shall be provided to the owner. Those items marked with an (O) are considered optional at the discretion of the manufacturer.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3.7.1	飛行前計畫，包括啟動和回收的站點選擇： Preflight planning to include site selection for launch and recovery:											
3.7.1.1	空域環境； Airspace environment,											
3.7.1.2	射頻(RF)環境； Radio Frequency (RF) environment,											
3.7.1.3	使用發射和回收設備(例如導軌、網或制動裝置)； Use of launch and recovery equipment (for example, rails, nets, arresting gear), and											
3.7.1.4	與控制站的距離； Distance to control station.											
3.7.2	系統組裝檢查和飛行前檢查； System assembly and pre-flight inspection check,											
3.7.3	系統啟動(例如引擎、導控站或通訊等)， System starting (for example, engine, control station, communications, etc.),											
3.7.4	(O)滑行； (O) Taxiing,											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3.7.5	起飛/彈射； Takeoff / launch											
3.7.6	巡航/機動飛行； Cruise / maneuvering flight,											
3.7.7	(O)路徑； (O) Approach,											
3.7.8	著陸/回收； Landing / recovery,											
3.7.9	系統關閉； System shutdown,											
3.7.10	飛行後檢查； Post-flight inspection,											
3.7.11	(O)可能包括任何其他有用的操作人之資訊： (O) Any other useful pilot / crewman information which may include:											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3.7.11.1	(O)備用導控站的切換； (O) Handover / handoff to alternate control station,											
3.7.11.2	(O)使用遙感(remote sensing)和 EO / IR 設備 (O) Use of remote sensing and EO/IR equipment, and											
3.7.11.3	(O)指揮操作人與目視觀察員之間的通信協調。 (O) Coordination of communications between the pilot in command and the visual observer.											
3.8	第四部分-緊急程序： No. 4-Emergency Procedures:											
3.8.1	一般資訊； General Information,											
3.8.2	提供適用於遙控無人機系統飛行手冊中的緊急查檢表，涵蓋以下內容： Emergency checklist. Provide these as applicable to the UAS covered in the AFM:											
3.8.2.1	引擎故障； Engine failure,											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3.8.2.2	控制信號鏈路遺失； Loss of C2link (aka “link loss”),											
3.8.2.3	導控站故障； Control station failure(s), and											
3.8.2.4	(O)其他故障模式，如適用。 (O) Other failure modes, as applicable.											
3.9	第五部分-重量和平衡以及設備清單： No. 5-Weight and Balance and Equipment List:											
3.9.1	(O)航空器重量和平衡圖； (O) Aircraft weight and balance chart,											
3.9.2	(O)航空器運行重量和裝載量(燃料/電、酬載、配重塊)； (O) Aircraft operating weights and loading (fuel / battery, payloads, ballast),											
3.9.3	(O)飛機重心(CG)的範圍與確認； (O) Aircraft Center of Gravity (CG) range and determination, and											
3.9.4	(O)安裝的載具可選設備清單，列出影響的重量和平衡，或可以找到這些資訊的											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	地方。 (O) Installed aircraft optional equipment list affecting weight and balance or a reference as to where this information can be found.											
3.10	第六部分-操作、維修、現場或預防性維護說明以及持續適航指：本節介紹安全處理、準備和儲存系統所需的最低限度資訊。根據系統的大小和複雜程度，本節還可能包含所有人/操作人授權維護的完整說明： No. 6-Handling, Servicing and Instructions for Maintenance and Continued Airworthiness-This section describes the minimum information required to safely handle, prepare and store the system. Depending on the size and complexity of the system, this section may also include the complete instructions for owner / operator authorized maintenance.											
3.10.1	簡介； Introduction,											
3.10.2	地面處置； Ground handling,											
3.10.3	拆卸、儲存和重新組裝； Disassembly, storage, and reassembly,											
3.10.4	補充燃料/機油，充電/調節/更換電池；											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	Servicing fuel / oil, charging / conditioning / replacing batteries,											
3.10.5	清潔和維護； Cleaning and care, and											
3.10.6	按照本查檢表(G)進行核准的戶外或預防性維護 Authorized field-level or preventative maintenance in accordance with the check list (G).											
3.11	第七部分-補充說明-飛行手冊應包括標題為“補充說明”的部分。本部分的資料由製造商或所有人自行決定，可包括： No. 7-Supplements-The AFM shall include a section titled “Supplements.” Data in this section is at the discretion of the manufacturer or owner, or both, and may include:											
3.11.1	(O)酬載、可選設備或附件的操作， (O) Operation of payloads, optional equipment, or accessories,											
3.11.2	(O)製造商希望補充於此遙控無人機系統的其他資訊，包括持續適航指令； (O) Any additional information the manufacturer wishes to add regarding the UAS including instructions for continued airworthiness,											
3.11.3	所有人可用於以下方面的資訊：											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	Information the owner can use for:											
3.11.3.1	改進或矯正； Improvements or corrections,											
3.11.3.2	持續安全操作報告； Continued operational safety reporting, and											
3.11.3.3	所有人地址異動通知。 Owner change of address notice.											

(G) 遙控無人機系統維修與持續適航標準規範

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1	需求 Requirements											
1.1	持續適航： Continued Airworthiness:											
1.1.1	為達持續適航，遙控無人機系統應進行維護，以滿足我國交通部民航局(CAA)要求的遙控無人機系統限制和性能能力。 The UAS shall be maintained for continued airworthiness to meet UAS limitations and performance capabilities required by the CAA.											
1.2	遙控無人機系統檢查： Unmanned Aircraft System (UAS) Inspections:											
1.2.1	定期維護： Scheduled Maintenance:											
1.2.1.1	製造商應建立定期檢查所需的週期，並將此時間表發佈在符合規範的飛行手冊(AFM)中；(參閱本查檢表(F)) The manufacturer shall establish the required intervals for scheduled inspections and											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	publish this schedule in the Aircraft Flight Manual (AFM) conforming to the check list (F)											
1.2.1.2	除非在 12 個月內經過定期檢查，並且已獲得製造商或我國交通部民航局(CAA)授權的人員批准返回服務，否則遙控無人機系統不得在我國交通部民航局(CAA)的空域系統中飛行； As a minimum, the UAS shall not be operated in the CAA's airspace system unless it has undergone a scheduled inspection within the preceding 12 calendar months and has been approved for return to service by a person authorized by the manufacturer or CAA.											
1.2.1.3	製造商應明訂定期檢查之間的最大飛行時數。 The manufacturer shall designate the maximum number of hours to be flown between scheduled inspections.											
1.2.1.4	製造商應規定必要的飛行前檢查程序，以確保遙控無人機系統的安全運行； The manufacturer shall specify preflight inspection procedures necessary to ensure safe operation of the UAS.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.2.1.5	檢查應符合 1.2.2 節中規定的要求，以及製造商為確保安全飛行所認為必要的任何附加項目。 Inspections should address the requirements specified in 1.2.2, as well as any additional items deemed necessary by the manufacturer for safe flight.											
1.2.2	檢驗要求： Inspection Requirements:											
1.2.2.1	飛行前檢查： Preflight Inspections:											
1.2.2.1 (1)	應目視檢查機身，以及早發現任何於地面或空中因異物撞擊所造成的缺陷； Airframe shall be visually inspected in order to detect defects resulting from any collision with foreign objects on the ground and in the air.											
1.2.2.1 (2)	製造商定義的所有關鍵零件，都應目視檢查有無腐蝕、退化或任何異常情況； All critical components as defined by the manufacturer shall be visually inspected for corrosion, degradation, or any anomalies.											
1.2.2.1 (3)	應對機身關鍵接合處及介面進行目視檢查，以檢測任何可能鬆動的零組件或缺漏的五金扣件； The airframe shall be visually inspected to detect potential loose parts or missing											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	fasteners at critical joints and interfaces.											
1.2.2.1 (4)	所有關鍵的飛行控制裝置應目視檢查，以檢測任何可能鬆動的零組件和關鍵接合處及介面是否有缺漏的五金扣件； All critical flight controls shall be visually inspected to detect potential loose parts or missing fasteners at critical joints and interfaces.											
1.2.2.1 (5)	應對所有關鍵的飛行控制裝置進行檢查，以確保完整性和適當的控制行程(包括偏轉和方向)； All critical flight controls shall be inspected to ensure integrity and proper control travel (inclusive of deflection and direction).											
1.2.2.1 (6)	如果配備內燃機，則應檢查燃油的正確等級，並檢查是否有污染和劣化。並確保燃油油量以滿足預劃飛行任務。 If equipped with an internal combustion engine, the fuel shall be verified for correct grade and checked for contamination and degradation. The fuel quantity shall be verified to be adequate for the planned mission.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.2.2.1 (7)	如果配備電動機，則應確保安裝電池的正確型式、妥善固定，並確保電池電量以滿足當次飛行。 註 1-對於某些類型的電池，可能還需要進行適當的化學成分、電流、溫度和電壓監測，以避免火災、爆炸或過熱。檢查應按照製造商的要求和本查檢表(B)執行。 If equipped with an electric motor, the installed battery shall be of the correct type, properly secured, and adequate charge verified for the flight. NOTE 1-For certain types of battery chemistry, proper current, temperature, and voltage monitoring may also be required to avoid fire, explosion, or overheating. The inspections shall be performed in accordance with manufacturer's requirements and the check list (B).											
1.2.2.1 (8)	應檢查螺旋槳/轉子零件劣化程度是否超出製造商允許的限制/規格。檢查葉片與相鄰結構和/或零組件之間隙，須確認在旋轉時能保證其完整作動。 The propeller/rotor components shall be inspected for degradation beyond allowable manufacturer limitations/ specifications. Clearance of blades from adjacent structure and/or components as it rotates through its full motion shall be ensured.											
1.2.2.1 (9)	應對發動機控制單元進行檢查和/或測試，以驗證其功能，並確保其劣化程度不會超出製造商允許的限制/規格。 The engine control unit(s) shall be inspected and/or tested to ensure functionality											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	without system degradation beyond allowable manufacturer limitations/specifications.											
1.2.2.1 (10)	目視檢查動力裝置零組件材料的劣化程度，是否超出製造商允許的限制/規格。 The powerplant components shall be visually inspected for degradation of a material beyond allowable manufacturer limitations/specifications.											
1.2.2.1 (11)	應檢查動力裝置系統區域，是否有異物和碎屑。 The powerplant system areas shall be inspected for extraneous materials and debris.											
1.2.2.1 (12)	如果遙控無人機系統具有此能力，則應使用內置的測試程序檢查每個關鍵電子次系統的組件是否劣化。 Each critical electrical sub-system should be checked for component degradation using built in test procedures that will identify component mal-function, if the UAS has this capability.											
1.2.2.1 (13)	飛控系統(FCS)電腦，應遵照製造廠商提供之檢測指示，在地面上執行關鍵功能的測試，並需通過測試。 The Flight Control System (FCS) computer should be tested on the ground by exercising key functions and visually verifying proper execution of the FCS as per manufacturer's instructions.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.2.2.1 (14)	應檢查導航系統，包括但不侷限於 GPS 和 INS 系統，以確認所有系統都提供準確的資訊。 註 2-該檢查可與飛控系統內置測試結合使用。 The navigation system including, but not limited to, the GPS and INS shall be checked to verify that all systems are providing accurate information. NOTE 2-This check may be combined with the FCS built-in-test.											
1.2.2.1 (15)	如果適用，應對液壓系統進行目視檢查，以發現有無任何液體洩漏、污染和是否適量。 If applicable, the hydraulic system shall be visually inspected to detect any fluid leaks, contamination, and proper quantity.											
1.2.2.1 (16)	應目視檢查冷卻系統，以檢測用於冷卻關鍵電子設備的任何進氣口，有無堵塞情況。航空電子設備應特別檢查是否冷卻正常。 The cooling system shall be visually inspected to detect blockage of any air intake used for cooling critical electronics. Avionics equipment should be checked for proper cooling.											
1.2.2.1 (17)	其他關鍵系統，包括飛行終止系統(FTS)，應檢查其是否正常運作。 Other critical systems, including Flight Termination Systems (FTS), shall be checked for proper operation.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.2.2.1 (18)	地面導控站(GCS)發出命令與飛機反饋之間的等待時間，應按照製造商的說明進行測量，並在可接受的範圍內。 Latency between command from the GCS and feedback from the airplane shall be measured and within acceptable range per manufacturer's instructions.											
1.2.2.1 (19)	地面導控站(GCS)軟件，應按照製造商的說明進行測試。 GCS software should be tested per manufacturer's instructions.											
1.2.2.1 (20)	所輸入之指令須驗證在無需任何"交叉控制"的情況下，能被目標飛機接收。頻率使用應符合批准的頻譜要求。 註 3-交叉控制是指用於一架試驗飛行器的信號，但由另一架飛行中的遙控無人機接收。這可能是由於意外接管或頻率干擾造成的。 The commanded inputs shall be verified to be received by the intended aircraft only without any "cross control". The frequency usage shall be per the approved frequency spectrum requirements. NOTE 3-Cross control means signals meant for one test air vehicle, but received by another UA in-flight. It may be due to accidental takeover or interference via frequency.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.2.2.1 (21)	遙控無人機和地面導控站(GCS)之間的鏈接，應按照製造商的說明進行測試。 Link between UA and GCS should be tested per manufacturer's instructions.											
1.2.2.1 (22)	應測試地面導控站(GCS)的控制輸入設備能正確操作。 Control input devices at GCS should be tested for correct operation.											
1.2.2.1 (23)	應測試地面導控站(GCS)的操作顯示正確。 The GCS shall be verified for proper display operation.											
1.2.2.1 (24)	如果具備自動著陸系統功能，則應在起飛前，依照製造商的說明，測試自動著陸所需的關鍵子系統。 If automatic landing system exists, critical subsystems needed for auto-land shall be tested prior to take-off per manufacturer's instructions.											
1.2.2.1 (25)	自動駕駛儀測試程序，應按照製造商的說明，在每次飛行前執行。 Autopilot test procedure shall be executed prior to each flight in accordance with manufacturer's instructions.											
1.2.2.1 (26)	地面導控站(GCS)構型，應在飛行前進行確認。 The GCS configuration shall be verified prior to flight.											
1.2.2.1 (27)	應對地面導控站(GCS)和遙控無人機載入之軟體（包括系統無線電的韌體）進行驗證，以確保構型無誤。											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	The software loads for GCS and UA, including firmware for system radios, shall be verified for proper configuration.											
1.2.2.1 (28)	與飛機安全操作有關的所有傳感器，應確保無任何異常，並應目視檢查是否有任何潛在的損壞或劣化。一些示例可能包括：堵塞的皮托管、阻塞的 EO / IR 照相機等。 All sensors, if related to safe aircraft operations, shall be free from any type of blockage and shall be visually inspected for any potential damage or degradation. Some examples may include: blocked pitot-tube, obstructed EO/IR camera, etc.											
1.2.2.1 (29)	目視檢查起落架、彈射器等彈射和回收系統，是否存在潛在的損壞或劣化。 Launch and recovery systems including landing gear, catapult, etc. shall be visually inspected for potential damage or degradation.											
1.2.2.1 (30)	應目視檢查所有系統天線，是否有具潛在的損壞或劣化。 All system antennas shall be visually inspected for potential damage or degradation.											
1.2.2.1 (31)	應確保遙控無人機操作員、安全飛行員/訓練有素的觀察員、空中交通管制(Air Traffic Control；ATC)中心和其他飛行關鍵決策因素之間的通信聯繫皆正常，以避免任何可能降低和/或阻礙操作員控制遙控無人機系統的能力。驗證下列之間的正確無線電通信：											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	Proper communication between the UA pilot, safety pilot/trained observer, ATC, and other flight critical decision elements which would reduce and/or eliminate the pilot's ability to control the UAS shall be verified. Verify proper radio communications between the following: (a)如果適用的話，ATC 至操作人 PIC(Pilot in Command)； (a) ATC to Pilot-in-Command (PIC), if applicable. (b) PIC 至 ATC，如果適用的話。 (b) PIC to ATC, if applicable. (c) 觀察員(OBS)至操作人（以地面或天線基準，如適用）。 (c) Observer (OBS) to pilot (ground or aerial based, as applicable). (d) 操作人至觀察員（OBS）(以地面或天線基準，如適用)。 (d) Pilot to OBS (ground or aerial based, as applicable).											
1.2.2.1 (32)	每個基本控制功能，應在每架遙控無人機發射前執行演練。 Each basic control function shall be exercised with each UA prior to launch.											
1.2.2.1 (33)	應檢查所有機上電池狀態。所有電池應按照製造商的說明進行充電和平衡，以確保最大容量。 All onboard batteries shall be checked to determine battery state. All batteries should have been recharged and balanced per manufacturer's instructions to ensure maximum											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	capacity.											
1.2.2.1 (34)	如果安裝了起落架、輪子和輪胎，則應目視檢查是否存在潛在的損壞或劣化。 Landing gear, wheels, and tires, if installed, shall be visually inspected for potential damage or degradation.											
1.2.2.1 (35)	如果飛機有安裝剎車制動系統，應檢查其是否正常運行。氣動式剎車制動系統，應按照製造商的說明進行維修檢測。 The aircraft brake system, if installed, shall be inspected for proper operation. Pneumatic brake systems should be serviced per manufacturer’s instructions.											
1.2.2.2	定期檢查-下列檢查(如適用)應按照製造商制定的週期執行： Periodic Inspections-The following inspections (if applicable) shall be performed at the interval established by the manufacturer:											
1.2.2.2 (1)	飛機處於水平飛行位置時，燃油量指示器應準確顯示燃油量。 If installed, the fuel quantity indicator(s) shall give an accurate indication of fuel quantity when the aircraft is in a level flight position.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.2.2.2 (2)	遙控無人機之流體系統，應按照製造商的說明進行維護，以確認流體系統的初始性能特徵不致衰退，確保系統的可靠性。 The UAS fluid system(s) shall be maintained in accordance with the manufacturer's instructions so that the original performance characteristics of the fluid system(s) are not degraded and the reliability of the system(s) is ensured.											
1.2.2.2 (3)	引擎燃油、點火和進氣系統，應進行目視檢查和操作檢查，以確保每個系統的正常運行。 The engine fuel, ignition, and intake system shall be inspected and operationally checked to ensure proper operation of each system.											
1.2.2.2 (4)	應檢查引擎燃油管路的完整性和正確安裝。燃油洩漏量應按照製造商建議的程序執行檢驗與修正。 Engine fuel lines shall be inspected for integrity and correct installation. Fuel leaks shall be corrected in accordance with the manufacturer's recommended procedures.											
1.2.2.2 (5)	燃油系統過濾器，應按照製造商規定的時間間隔，進行清潔或更換。 Fuel system filters shall be cleaned, or replaced, at the intervals specified by the manufacturer.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.2.2.2 (6)	應根據製造商的說明，透過使用壓縮檢查、油液分析和目視檢查，來監控引擎的完整性。 Engine integrity shall be monitored through the use of compression checks, oil analysis, and visual inspections as per manufacturer's instructions.											
1.2.2.2 (7)	電池系統指示器，應準確顯示儲存的電力容量。 Battery system indicators shall give an accurate indication of stored electrical capacity.											
1.2.2.2 (8)	目視檢查引擎的安裝情況，確保引擎與支柱/掛架或安裝夾具和/或硬件有適度的餘隙。 The engine installation shall be visually inspected for adequate clearance of the engine from the strut/pylon or mount fixtures and/or hardware.											
1.2.2.2 (9)	應目視檢查螺旋槳/轉子零件，是否有超出製造商容許限度/規格的材料退化現象。並驗證當葉片完全運轉時，葉片與相鄰結構和/或零件是否有分離現象。 The propeller/rotor components shall be visually inspected for degradation of material beyond allowable manufacturer limitations/specifications. Separation of blades from adjacent structure and/or components as it rotates through its full motion shall be verified.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.2.2.2 (10)	對引擎控制單元進行檢查和/或系統測試，以確保功能無系統退化或超出製造商允許的限制/規範。 Perform inspection of, and/or system test of, engine control unit to ensure functionality without system degradation beyond allowable manufacturer limitations/specifications.											
1.2.2.2 (11)	應目視檢查引擎外殼是否有破裂或燒穿的跡象。 The engine case shall be visually inspected for signs of case rupture or burn through.											
1.2.2.2 (12)	應檢查動力裝置零件的狀況和安全性。 Powerplant components shall be visually inspected for condition and security.											
1.2.2.2 (13)	應目視檢查動力裝置系統區域有無外物和碎屑。 Powerplant system areas shall be visually inspected for extraneous materials and debris.											
1.2.2.2 (14)	飛控系統電腦應在地面上進行關鍵功能測試，並根據製造商的說明，目視驗證飛控電腦正確執行情況，進行測試。 The FCS computer shall be tested on the ground by exercising key functions and visually verifying proper execution of the FCS as per manufacturer’s instructions.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.2.2.2 (15)	應對電線進行目視檢查和測試，以避免因絕緣損耗、短路等引起的劣化。 The electrical wiring shall be visually inspected and tested to avoid degradation due to insulation loss, shorting, etc.											
1.2.2.2 (16)	目視檢查地面導控站的結構完整性和退化情況。 The GCS shall be visually inspected for structural integrity and degradation.											
1.2.2.2 (17)	遙控無人機系統之健康監測系統，應按照製造商的說明進行檢查。 The UAS health monitoring system shall be inspected as per manufacturer's instructions.											
1.2.2.2 (18)	遙控無人機系統，應制定緊急應變計畫，以利系統在操控模式發生退化時仍能安全運行。(例如飛行中的突發緊急情況、系統遲滯、侷限反應、損壞等) The UAS shall have contingency plans in place and operational for degraded controllability modes (for example, in-flight emergency, latency, limited response, damage, etc.).											
1.2.2.2 (19)	應透過發送模擬訊息，以驗證鏈路失聯時的"歸航"模式，並驗證自動駕駛儀是否正確執行。 Loss of link "fly home" should be tested by sending simulated information and verifying that autopilot executes appropriately.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.2.3	其他維護： Other Maintenance:											
1.2.3.1	如果在地面或飛行操作過程中發生引擎超速，應按照製造商建議的程序，進行完整的引擎系統檢查。 If an engine over speed is encountered during ground or flight operations, a complete engine system inspection in accordance with the manufacturer's recommended procedures shall be conducted.											
1.2.3.2	若遙控飛機遇到如製造商所定義的螺旋槳/轉子遭受撞擊之事件，則應根據製造商的說明，對推進系統進行檢查。 If an aircraft experiences a propeller/rotor strike, as defined by the manufacturer, the propulsion system shall be inspected in accordance with the manufacturer's instructions.											
1.2.3.3	飛機系統應按照製造商的說明及材料規範進行維護。應確認所使用之材料和程序能滿足系統的原始性能特徵，並防止系統的退化或影響可靠性。 The aircraft system(s) shall be maintained in accordance with the manufacturer's instructions and material specifications. The proper use of materials and procedures shall meet the original performance characteristics of the system(s) to prevent degradation or reliability of the system(s).											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1.2.3.4	任何時候在遙控無人機上進行維護時，應檢查機身和動力裝置區域有無異物和碎屑。 Viewable airframe and power plant areas should be inspected for extraneous materials and debris anytime maintenance is performed on the UA.											
1.2.3.5	應根據製造商的指示更換飛機油料，如潤滑油、冷卻液和液壓油（如適用）。 Aircraft fluids, such as lubricating oil, cooling, and hydraulic fluid (if applicable), shall be replaced per the manufacturer’s instructions.											
1.2.4	修理和改裝： Repairs and Alterations:											
1.2.4.1	製造商應在維修手冊和/或飛行手冊，定義主要和次要的“修理”，以及主要和次要“改裝”，並制定執行每種修理或授權分類的人員資格。 The manufacturer shall define a major and minor “repair” and a major and minor “alteration” in the maintenance manual and/or AFM, as well as identify who is authorized to perform each classification of repair or authorization.											
1.2.4.2	製造商可要求進行重大修理或改裝的人員，必須先獲得製造商的書面批准，以完成任務。 The manufacturer may require the person performing a major repair or alteration to first											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	obtain written approval from the manufacturer to complete the task.											
1.2.4.3	在任何可能導致重量和平衡發生變化的機身維修或改裝後，應檢查機身的重量和平衡。 Aircraft weight and balance shall be checked after any aircraft maintenance or modification that may cause a change in the weight and balance.											
2	維修記錄 Maintenance Records											
2.1	日誌： Logbooks:											
2.1.1	在遙控無人機系統上進行的所有定期檢查、維修、預防性維護、修理和改裝的記錄，應保存在日誌中。這包括遙控無人機系統的所有組件，例如：遙控無人機、地面導控站(GCS)、彈射及回收設備、控制信號(C2)鏈路設備、酬載以及遙控無人機系統執行安全操作所需的任何組件。 A record of all periodic inspections, maintenance, preventative maintenance, repairs, and alterations performed on the UAS shall be kept in a logbook. This includes all											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	components of the UAS, including: UA, GCS, launch and recovery equipment, C2 link equipment, payload and any other components required to safely operate the UAS.											
2.1.1.1	個別遙控無人機系統組件，如地面導控站(GCS)和遙控無人機，應有單獨的日誌。 Individual UAS components, such as the GCS and UA, shall have separate logbooks.											
2.2	返廠維修程序： Return to Service Procedure:											
2.2.1	在排定的時間（不包括飛行前和飛行後），對遙控無人機系統的任何主要零件進行維修、修理或改裝時，遙控無人機系統只能由製造商或我國交通部民航局(CAA)授權的人員進行返廠維修。 After scheduled (excluding preflight and postflight) maintenance, repairs, or alterations are performed on any major component(s) of the UAS, the UAS can only be returned to service by a person authorized by the manufacturer or CAA.											
2.2.2	遙控無人機系統應透過組件日誌登錄動作執行返廠服務，日誌登錄內容包括日期、工作描述和授權人員的簽名。 The UAS shall be returned to service by an entry in the component’s logbook that includes the date, description of work performed, and signature of the authorized person.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
2.3	展延維護： Deferred Maintenance:											
2.3.1	製造商可以定義遙控無人機系統的所有人/運營商得以展延維護的維修項目。 The manufacturer may define maintenance items that can be deferred by the owner/operator of the UAS.											
2.3.1.1	製造商應定義指定的展延維護項目其可以展延的最長期限，以及執行該展延項目維護時的操作限制。 The manufacturer shall define the maximum duration that the specified maintenance item(s) may be deferred, and any operational restrictions that result from deferral of the item(s).											
2.3.2	展延維護項目，不可包含可能影響遙控無人機系統操作安全的任何不符料件/瑕疵項目。 Deferred maintenance items shall not include any discrepancies that may affect the operational safety of the UAS.											
3	持續適航維護 Continued Airworthiness Support											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3.1	遙控無人機系統的製造商，應將維持”可操作安全監控系統”作為正常的商業行為。 The manufacturer of a UAS shall maintain an Operational Safety Monitoring System as a normal business conduct.											
3.2	職責分配-製造商可以將”操作安全監控”和”持續適航維護職責”，分配給其他單位。 Assignment of Duties-Manufacturers may assign operational safety monitoring and continued airworthiness support duties to other entities.											
3.3	製造商的責任-遙控無人機系統製造商，應開發制定並實施接收、評估和改正飛行安全與服務障礙的系統。 Manufacturer’s Responsibilities-UAS manufacturers shall develop and implement a system of receiving, evaluating, and correcting safety of flight and service difficulty issues.											
3.3.1	製造商應對所有飛行安全和服務障礙報告進行評估，並根據需要啟動矯正措施（建議措施）或安全指令（強制措施）的通知，以矯正與飛行安全有關的任何議題。 Manufacturer shall evaluate all safety of flight and service difficulty reports and shall initiate a notice of corrective action (recommended action) or safety directive (mandatory action) as needed to correct any safety of flight related issues.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3.3.2	製造商不得使用矯正措施或安全指令的通知，來促進或強制執行與非安全性飛行相關的設備升級或添加。 Manufacturers shall not use notices of corrective action or safety directives to promote or make mandatory non-safety of flight related equipment upgrades or additions.											
3.3.3	製造商應提供每份遙控無人機系統記錄的持續適航指令。這些說明至少應包括以下內容： The manufacturer shall provide with the delivery of each UAS documented continued airworthiness instructions in the English language. These instructions shall include at least the following:											
3.3.3.1	所有人/操作人按照 3.4 節，向製造商報告維護、服務和安全障礙的方法。 A method for the owner/operator to report maintenance, service, and safety difficulties to the manufacturer, in accordance with 3.4.											
3.3.3.2	所有人/操作人獲取並核實製造商按照 3.4 節，制定最新的飛行安全資訊方法。 A method for the owner/operator to obtain and verify that they have the latest safety of flight information developed by the manufacturer in accordance with 3.4.											
3.3.3.3	有關檢查項目的說明。 Instructions pertaining to inspection items as needed.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3.4	所有人/操作人責任： Owner/Operator Responsibilities:											
3.4.1	遙控無人機系統的每位所有人/操作人，應閱讀並遵守製造商提供的維護和持續適航資訊和說明。 Each owner/operator of a UAS shall read and comply with the maintenance and continued airworthiness information and instructions provided by the manufacturer.											
3.4.2	遙控無人機系統的每位所有人/操作人，應負責向製造商提供當前的聯絡資訊，供製造商發送所有人/操作人補充通知公告。 Each owner/operator of a UAS shall be responsible for providing the manufacturer with current contact information where the manufacturer may send the owner/operator supplemental notification bulletins.											
3.4.3	遙控無人機系統的所有人/操作人，應負責在發現任何安全問題或重大服務障礙時，通知製造商。 註 4-任何可能導致遙控無人機系統處於不適宜狀態的問題，將影響飛行狀況的安全性。 The owner/operator of a UAS shall be responsible for notifying the manufacturer of any safety of flight issue or significant service difficulty upon discovery. NOTE 4-Any issue that may render the UAS in an unairworthy condition will											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
	constitute a safety of flight condition.											
3.4.4	遙控無人機系統的所有人/操作人，應負責遵守所有製造商發布的矯正措施和/或安全指令的通知，並遵守所有適用的我國交通部民航局(CAA)法規，以維持遙控無人機系統的適航性。 The owner/operator of a UAS shall be responsible for complying with all manufacturer-issued notices of corrective action and/or safety directives and for complying with CAA in regard to maintaining the airworthiness of the UAS.											
3.4.5	遙控無人機系統的所有人，應確保按照通知中的規定，完成任何需要的矯正措施。 An owner of a UAS shall ensure that any needed corrective action be completed as specified in a notice.											
3.4.6	如果所有人/操作人不遵守任何強制服務的需求，則其遙控無人機系統應被視為不適用，並可能受到主管航空當局的監管行動。 Should an owner/operator not comply with any mandatory service requirement, the UAS shall be considered not in compliance and may be subject to regulatory action by the presiding aviation authority.											
4	矯正措施的確定 Determination of Corrective Action											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
4.1	遙控無人機系統的製造商，應透過對飛行安全議題的風險評估，來評估和決定正確的矯正措施。 The manufacturer of a UAS shall evaluate and determine corrective action for a safety of flight issue by performing a risk assessment of the issue.											
4.2	製造商應保存航行任務中，相關安全性風險評估及其解決方案的記錄。 Manufacturer shall maintain a record of all safety of flight related risk assessments and the resolution thereof.											
5	安全指令 Safety Directives											
5.1	遙控無人機系統可能會針對飛機、地面導控站或其他零件，發布安全指令。 A UAS may have a safety directive issued against an aircraft, GCS, or other component part. The original aircraft manufacturer issues the directive as outlined in Section 4.											
5.2	原始遙控無人機系統製造商，負責提供適用的指令，以遵守任何安全指令，其中包括： The original UAS manufacturer is responsible for providing the applicable instructions to comply with any safety directive, which will include:											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
5.2.1	完成任務所需的工具清單； A list of the tools needed to accomplish the task,											
5.2.2	執行任務所需零件清單； A list of the parts needed to perform the task,											
5.2.3	可以執行任務的授權人員； Authorized persons who may perform the task,											
5.2.4	執行任務所需的詳細說明和圖表；以及 Detailed instructions and diagrams as needed to perform the task, and											
5.2.5	測試/檢查以驗證任務是否正確執行的方法。 Method to test/inspect to verify that the task was accomplished properly.											
5.3	安全指令被視為強制性作為，以保持安全操作的條件，需符合適用的遙控無人機原始設計規範，並且必須按照指令中的規定完成。 Safety directives are considered mandatory tasks in order to maintain a condition of safe operation and compliance with the applicable original ASTM design specification and must be completed as specified in the directive.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
6	矯正措施通知 Notice of Corrective Action											
6.1	如果確定需要採取矯正措施，製造商應向受影響的遙控無人機系統之所有人/操作人發出通知。 When corrective action is determined to be warranted (based upon risk assessment as described in Section 5), the manufacturer shall issue a notice to the known owner/operators of the affected UAS's.											
6.2	通知： Notices:											
6.2.1	聲明應具有包含以下資訊的頁面(如果可用)： Notices shall have a page header that contains the following information, when available:											
6.2.1.1	發證機構的名稱、郵政地址、網址和電話號碼； The name, postal address, web address, and telephone number of the issuing entity,											
6.2.1.2	通知發布的日期； The date the notice is released,											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
6.2.1.3	通知生效的日期； The date the notice takes effect,											
6.2.1.4	完成任何所需矯正措施的限制； Limitations for completion of any required corrective action,											
6.2.1.5	受影響的遙控無人機系統的品牌和型號； The make and model of the affected UAS,											
6.2.1.6	受影響的遙控無人機系統的序號； The serial number(s) of the affected UAS,											
6.2.1.7	一組特定標識通知的號碼； A number that uniquely identifies the notice,											
6.2.1.8	被取代的通知編號，如果適用的話 The number of the superseded notice, if applicable, and											
6.2.1.9	頁碼和總頁數。 The page number and number of total pages.											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
6.2.2	第一頁應以粗體大寫字母包含以下標題之一： The first page shall contain, in large bold uppercase letters, one of the following titles:											
6.2.2.1	“安全警報(SAFETY ALERT)”一詞用於需要立即採取行動的通知； “SAFETY ALERT” for notifications that require immediate action.											
6.2.2.2	“服務告示板(SERVICE BULLETIN)”一詞用於不需要立即採取行動，但會建議未來採取行動的通知； “SERVICE BULLETIN” for notifications that do not require immediate action but do recommend future action.											
6.2.2.3	“通知(NOTIFICATION)”一詞用於僅頒布持續適航的資訊，但並不強制建議未來一定得採取行動的通知。 “NOTIFICATION” for notifications that do not necessarily recommend future action but are primarily for promulgation of continued airworthiness information.											
7	已終止的適航維護 Discontinued Airworthiness Support											

項次編號 Item No.	需求 Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件/備註
		適用A/不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
7.1	當製造商不再能夠維護生產的遙控無人機系統，製造商應及時和積極的將維護持續適航所需的任何設計資料，以合約方式轉讓給另一製造商、俱樂部、用戶組或其他感興趣的一方。 7.1 Should a manufacturer no longer be able to support the UAS produced, the manufacturer should make a timely and diligent effort to contractually transfer any design data needed for continued airworthiness support to a viable entity, such as another manufacturer, type club, user group, or other interested party.											

遙控無人直昇機型式檢驗符合性查檢表

符合性查檢表目錄：

Subpart A：通則 GENERAL

Subpart B：飛行 FLIGHT

Subpart C：強度要求 STRENGTH REQUIREMENT

Subpart D：設計與製造 DESIGN AND CONSTRUCTION

Subpart E：動力裝置 POWERPLANT

Subpart F：設備 EQUIPMENT

Subpart G：操作限制和資訊 OPERATING LIMITATIONS AND INFORMATION

Subpart H：察覺與避讓要求(保留) DETECT AND AVOID REQUIREMENTS (RESERVED)

Subpart I：導控站 CONTROL STATION

Appendix A：持續適航要求 INSTRUCTIONS FOR CONTINUED AIRWORTHINESS

Appendix B：引擎 ENGINES

Appendix C：系統與結構的相互作用 INTERACTION OF SYSTEMS AND STRUCTURES

Appendix D：高強度輻射場環境和設備測試級別 HIRF ENVIRONMENTS AND EQUIPMENT HIRF TEST LEVELS

Subpart A：通則 GENERAL

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
Subpart A – 通則 Subpart A – General											
CS-LURS.1 適用性(參照 AMC CS-LURS.1) CS-LURS.1 Applicability (See AMC CS-LURS.1)											
此適航性法規適用於 750 公斤以下之無人直昇機。 適用於傳統無人直昇機。 以操作角度而言，此法規適用於日/夜間目視飛航規則及視距內飛行，不適用人群的運送、結冰區操作及特技表演。 This airworthiness code is applicable to Light Unmanned Rotorcraft Systems with Light Unmanned Rotorcraft maximum certified take-off weights not exceeding 750 kg. For the purposes of CS-LURS the Light Unmanned Rotorcraft is a conventional helicopter. In operational terms, applicability of this airworthiness code is limited to all DAY/NIGHT VFR Visual Line Of Sight Operations and excludes all human transport, flight into known icing conditions, and aerobatics.											

Subpart B：飛行 FLIGHT

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
Subpart B – 飛行 Subpart B – Flight											
通則 General											
CS-LURS.21 符合性證明 CS-LURS.21 Proof of compliance											
於各種負載狀況組合範圍內的重量與重心組合下，本章節皆須滿足： Each requirement of this subpart must be met at each appropriate combination of weight and center of gravity within the range of loading conditions for which (a)藉由試驗或計算方法，確保無人直昇機符合需求 (a) By tests upon a rotorcraft of the type for which certification is requested, or by calculations based on, and equal in accuracy to, the results of testing; and											
(b)藉由重量與重心的組合執行系統化調查證明符合需求 (b) By systematic investigation of each required combination of weight and centre of gravity, if compliance cannot be reasonably inferred from combinations investigated.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS. 23 核准的操作範圍 (參照 AMC CS-LURS.23) CS-LURS. 23 Approved Operational Envelope (See AMC CS-LURS.23)											
申請者須決定操作飛行範圍，以確保飛行安全能正常應變及緊急應變 The applicant must determine the boundaries of the approved operational envelope within which safe flight, under normal and emergency conditions, and emergency recovery capabilities will be demonstrated. 在決定上述範圍時，申請者須考慮風速、光線等環境因素 In determining this envelope, the applicant must consider environmental conditions such as wind speed, light conditions etc.											
CS-LURS.25 重量限制 CS-LURS.25 Weight limits											
(a)最大重量。最大重量的建立，須符合下列規定: (1)不可超過- (i)申請者選定之最大重量 (ii)機體結構在所有適用之負載條件下所能承受之設計最大重量 (iii)每次符合性飛行需求的最大重量 (2)不得超過以下總合:											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(i)依 CS-LURS.29 所定之最大空重、最大燃油重量、最大液壓油重量及最大可拆式配重重量 (a) Maximum weight. The maximum weight is the highest weight at which compliance with each applicable requirement of this CS-LURS is shown. The maximum weight must be established so that it is- (1) Not more than- (i) The highest weight selected by the applicant; (ii) The design maximum weight, which is the highest weight at which compliance with each applicable structural loading condition of this CS-LURS is shown; or (iii) The highest weight at which compliance with each applicable flight requirement of this CS-LURS is shown. (2) Not less than the higher value resulting from the sum of: (i) The empty weight determined under CS-LURS.29, the weight of the fuel corresponding to maximum fuel capacity, the weight of full oil capacity, and the weight of removable ballast.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b)最小重量。最小重量的建立，須符合下列規定: (1)不可超過 CS-LURS.29 所定之空重 (2)不可小於機體結構在所有適用之負載條件下，所能承受之設計最小重量 (b) Minimum weight. The minimum weight (the lowest weight at which compliance with each applicable requirement of this CS-LURS is shown) must be established so that it is (1) Not more than the empty weight determined under CS-LURS.29; (2) Not less than the design minimum weight at which compliance with each applicable structural loading condition and each applicable flight requirement of this CS-LURS is shown											
CS-LURS.27 重心限制 CS-LURS.27 Centre of gravity limits											
依 CS-LURS.25 的規定，須建立飛機最前、最後及最側邊的重心位置，並不得超過下列規定: The extreme forward and aft centers of gravity and, where critical, the extreme lateral centers of gravity must be established for each weight established in CS-LURS.25. Such an extreme may not lie beyond- (a)申請者選定之重心位置 (a) The extremes selected by the applicant;											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b)結構所能保證的極限值 (b) The extremes within which the structure is proven; or											
(c)符合飛行需求的極限值 (c) The extremes within which compliance with the applicable flight requirements is shown.											
CS-LURS.29 空重及相對應的重心 (參照 AMC CS-LURS.29) CS-LURS.29 Empty weight and corresponding centre of gravity (see AMC CS-LURS.29)											
(a)空重及相對應的重心位置，須在直昇機無附加酬載(除非此附載是原形式設計的一部分)下藉由秤重而得，此重量包括: (a) The empty weight and corresponding centre of gravity must be determined by weighing the rotorcraft without payload, unless it is part of the type design, but with- (1)固定的配重塊 (1) Fixed ballast; (2)依 CS-LURS.959 規定的不可用燃油 (2) Unusable fuel determined under CS-LURS.959; and (3)所有的操作用流體，包括: (3) Full operating fluids, including- (i)滑油											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(i) Oil; (ii)其他直昇機正常操作所需之流體 (ii) Other fluids required for normal operation of rotorcraft systems.											
(b)秤重之飛機，針對燃油、滑油、冷卻劑及安裝的裝備等重量，須有完整的規定及重現性 (b) The condition of the rotorcraft at the time of determining empty weight must be one that is well defined and can be easily repeated, particularly with respect to the weights of fuel, oil, coolant, and installed equipment.											
CS-LURS.31 可移動式配重 CS-LURS.31 Removable ballast											
在驗證此章節之飛行需求符合性時，得使用移動式配重塊 Removable ballast may be used in showing compliance with the flight requirements of this Subpart.											
CS-LURS.33 主旋翼轉速及螺距限制 CS-LURS.33 Main rotor speed and pitch limits											
(a)主旋翼速度限制。主旋翼轉速的範圍須依下列規定建立: (a) Main rotor speed limits. A range of main rotor speeds must be established that-											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(1)當動力開時，提供適當的轉速變化裕度，以適用任何的手動操作，並與使用之控制器或同步器的轉速一致 (1) With power-on, provides adequate margin to accommodate the variations in rotor speed occurring in any appropriate maneuver, and is consistent with the kind of governor or synchronizer used; and (2)當動力關時，在空速範圍及驗證重量條件下，允許適當的自動旋轉操作 (2) With power-off, allows each appropriate auto-rotative maneuver to be performed throughout the ranges of airspeed and weight for which certification is requested.											
(b)正常主旋翼高螺距限制(有動力時).針對直昇機而言,除非依本節(e)所述具備主旋翼低速警示，否則，在任何飛行條件下，主旋翼之轉速一定要低於被核准之主旋翼轉速。此要求必須滿足下列要求: (b) Normal main rotor high pitch limits (power on). For rotorcraft, except helicopters required to have a main rotor low speed warning under sub-paragraph (e), it must be shown, with power-on and without exceeding approved engine maximum limitations, that main rotor speeds substantially less than the minimum approved main rotor speed will not occur under any sustained flight condition. This must be met by- (1)適度設定主旋翼高螺距停止數值											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(1) Appropriate setting of the main rotor high pitch stop; (2)讓直昇機具備主旋翼轉速不可能發生不安全低轉速，或 (2) Inherent rotorcraft characteristics that make unsafe low main rotor speeds unlikely; or (3)當主旋翼產生不安全轉速時,具備適當的方法，警告無人機操作人 (3) Adequate means to warn the UA Pilot of unsafe main rotor speeds.											
(c)正常主旋翼低螺距限制(無動力時).當無動力時，須滿足下列要求: (c)Normal main rotor low pitch limits (power-off). It must be shown, with power-off, that- (1)在最嚴苛的重量與空速組合條件下，正常主旋翼之低螺距值，應仍能充分提供在任何自動旋轉條件下的轉速 (1) The normal main rotor low pitch limit provides sufficient rotor speed, in any auto-rotative condition, under the most critical combinations of weight and airspeed; and (2)在不考慮無人機操控技術下,應儘量可能防止主旋翼超轉 (2) It is possible to prevent overspeeding of the rotor without exceptional UA Piloting skill.											
(d)緊急高螺距。如果主旋翼高螺距停止設置為滿足第 (b) (1) 分段，如果該停止不能於無意中超過，則額外的螺距可能作為緊急使用。 (d) Emergency high pitch. If the main rotor high pitch stop is set to meet sub-paragraph (b)(1), and if that stop cannot be exceeded inadvertently, additional pitch may be made available for											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
emergency use.											
(e)直昇機的主旋翼低轉速警告。必須有一個主旋翼低轉速警告，滿足以下要求： (1)當主旋翼速度瀕臨一個可能危及安全飛行的值時，此警告必須向無人機操作人提供所有飛行時的狀況，包括通電和斷電飛行。 (2)警告應由裝置提供。 (3)在所有情況下，警告必須清楚和明確，必須與其他警告明確區分。需要無人機操作人自行注意的視覺裝置是不能被接受的。 (4)當修正低轉速狀態時，警告裝置必須自動撤除並重定。如果裝置有聲音警示，則還必須配置能讓無人機操作人在低轉速條件修正之前，手動聲音警告抑制手段。 (e) Main rotor low speed warning for helicopters. There must be a main rotor low speed warning which meets the following requirements: (1) The warning must be furnished to the UA Pilot in all flight conditions, including power-on and power-off flights, when the speed of a main rotor approaches a value that can jeopardize safe flight. (2) The warning shall be furnished by a device. (3) The warning must be clear and distinct under all conditions, and must be clearly distinguishable from other warnings. A visual device that requires the attention of the UA Pilot											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
is not acceptable by itself. (4) The warning device must automatically deactivate and reset when the low-speed condition is corrected. If the device has an audible warning, it must also be equipped with a means for the UA Pilot to manually silence the audible warning before the low-speed condition is corrected.											
性能 PERFORMANCE											
CS-LURS.45 通則 CS-LURS.45 General											
(a)除非另有規定，性能需求須於海平面標準大氣氣壓下滿足 (a) Unless otherwise prescribed, the performance requirements of this Subpart must be met for still air and a standard atmosphere (at sea-level).											
(b)性能須對應在特定大氣環境下之可用引擎推力，一般指 80%的相對濕度及特定的飛行條件 (b) The performance must correspond to the engine power available under the particular ambient atmospheric conditions, based on a relative humidity of 80% and considering the particular flight condition.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
(c)可用引擎推力必須對應於引擎推力，此推力必須減去安裝時被引擎附件吸收的推力 (c) The available power must correspond to engine power, not exceeding the approved power less installation losses on power absorbed by accessories.											
CS-LURS.51 起飛 CS-LURS.51 Take-off											
(a)起飛時的推力、轉速及最嚴苛重心位置 (a) The take-off, with take-off power and rpm, and at the most critical centre of gravity- (1)不要求特殊的操控技巧或格外有利的操控環境 (1) May not require exceptional UA piloting skill or exceptionally favorable conditions; and (2)起飛之標準須依 CS-LURS.1412 所述之降落或緊急恢復過程制訂,即須於任何航線點上若引擎或旋翼失效仍能確保安全 (2) Must be made in such a manner that a landing or emergency recovery procedure in accordance with CS-LURS.1412 can be made safely at any point along the flight path if any engine or motor fails.											
(b)本節(a)所述須於所有飛行高度與重量的範圍內均能滿足，且須滿足最大起飛距離的驗證需求 (b) Sub-paragraph (a) must be met throughout the ranges of altitude and weight, and the											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
maximum take-off distance away from the UA pilot, for which certification is requested.											
CS-LURS.65 爬升 CS-LURS.65 Climb											
在最大連續動力下，穩定的爬升率須在下述條件下決定: The steady rate of climb must be determined at maximum continuous power: (a) 依認證需求的速度 (a) At a speed for which certification is requested;											
(b)從海平面到認驗證需求的高度 (b) From sea level up to an altitude for which certification is requested;											
(c)依認證需求的重量與溫度 (c) At weights and temperatures for which certification is requested.											
CS-LURS.71 滑行性能 CS-LURS.71 Glide performance											
須滿足 CS-LURS.1412 自動旋轉能力之需求，其自動旋轉的最小下降率與最佳滑行角度的空速須依下列條件決定 (a)最大重量，和											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
If autorotation capability is implemented to fulfill the requirements of CS-LURS.1412, the minimum rate of descent airspeed and the best angle-of-glide airspeed must be determined in autorotation at- (a) Maximum weight; and											
(b)申請者選擇的旋翼速度 (b) Rotor speed(s) selected by the applicant.											
CS-LURS.73 最低操作速度下的性能 CS-LURS.73 Performance at minimum operating speed											
(a)必須在要求認證的重量，海拔和溫度範圍內，在以下條件下確定懸停最大高度， (1)起飛動力; (2)直升機在地面效應下，與正常的起飛程序一致的高度; 和 (a) The hovering ceiling must be determined, over the ranges of weight, altitude and temperature for which certification is requested, with - (1) Take-off power; (2) The helicopter in ground effect at a height consistent with normal take-off procedures; and											
(b)根據(a)項確定的懸停上限，按標準大氣，在最大重量下必須至少為 915 米（3000 英尺）。 (b) The hovering ceiling determined under subparagraph (a) must be at least 915m (3000 ft) at											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
maximum weight with a standard atmosphere.											
CS-LURS.75 降落 CS-LURS.75 Landing											
(a)旋翼航空器必須能夠安全著陸，沒有過度的垂直加速度，沒有彈跳，機首著地而翻轉，側翻，海豚或水環的傾向，並且沒有特殊的 UA 駕駛技能或特別有利的條件， (1)適合於旋翼飛機類型並由申請人選擇的近場或滑行速度; (2)一台發動機不工作 (a) The rotorcraft must be able to be landed safely with no excessive vertical acceleration, no tendency to bounce, nose over, ground loop, porpoise, or water loop, and without exceptional UA Piloting skill or exceptionally favorable conditions, with 1) Approach or glide speeds appropriate to the type of rotorcraft and selected by the applicant; 2) With one engine inoperative											
(b)(a)項必須在距離要求進行認證的 UA 飛行員的最大著陸距離內得到滿足。 (b) Sub-paragraph (a) must be met at the maximum landing distance away from the UA pilot for which certification is requested.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.79 極限高度速度包絡線 CS-LURS.79 Limiting height-speed envelope											
(a)如果在(b)項適用的電力故障條件下無法進行安全著陸或飛行終止的高度和前進速度（包括懸停)的任何組合,則必須在以下範圍內確定該條件下建立速度高度極限包絡線(包括所有相關信息） (1)海拔高度，從標準海平面條件到旋翼航空器的最大高度能力，或 2134 米（7000 英尺），以較小者為準; 和 (2)重量，從最大重量（海平面）到申請人為(a)(1)小段所涵蓋的每個高度選擇的較小重量。在海拔高度以上的重量可能不小於最大重量或最高重量，允許懸停在不含地面效應之下，以較低者為準。 (a) If there is any combination of height and forward speed (including hover) under which a safe landing or flight termination cannot be made under applicable power failure condition in sub-paragraph (b), a limiting height-speed envelope must be established (including all pertinent information) for that condition, throughout the ranges of- (1) Altitude, from standard sea level conditions to the maximum altitude capability of the rotorcraft, or 2134m (7000 ft), whichever is less; and (2) Weight, from the maximum weight (at sea-level) to the lesser weight selected by the											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
applicant for each altitude covered by sub-paragraph (a)(1). The weight at altitudes above sea-level may not be less than the maximum weight or the highest weight allowing hovering out of ground effect whichever is lower.											
(b)適用的動力失效條件是： (1)對於單引擎直升機，全自動旋轉; (2)對於多發直升機，一台發動機不工作（發動機隔離功能確保其餘發動機繼續運轉）；以及其餘發動機在認證要求的最大功率; (3)對於其他旋翼航空器，適用於該類型的條件。 (b) The applicable power failure conditions are: (1) For single-engine helicopters, full autorotation; (2) For multiengine helicopters, one engine inoperative (where engine isolation features ensure continued operation of the remaining engines); and the remaining engines at the greatest power for which certification is requested; and (3) For other rotorcraft, conditions appropriate to the type.											
飛行特性 FLIGHT CHARACTERISTICS											
CS-LURS.141 通則 CS-LURS.141 General											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
旋翼機必須 - (a)除適用段落中的具體要求外，滿足本分部的飛行特性要求 - (1)在運行中預期的高度和溫度; (2)在要求認證的重量和重心範圍內的任何臨界負載條件下; (3)對於上電操作，在要求認證的速度和轉子轉速的任何條件下; 和 (4)對於斷電操作，在速度和轉子轉速的任何條件下，要求認證是可以通過根據批准的索具說明和公差裝配的控制裝置實現的。 The rotorcraft must - (a) Except as specifically required in the applicable paragraph, meet the flight characteristics requirements of this Subpart- (1) At the altitudes and temperatures expected in operation; (2) Under any critical loading condition within the range of weights and centers of gravity for which certification is requested; (3) For power-on operations, under any condition of speed and rotor rpm for which certification is requested; and (4) For power-off operations, under any condition of speed and rotor rpm for which certification is requested that is attainable with the controls rigged in accordance with the approved rigging											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
instructions and tolerances.											
(b)能夠保持任何所需的飛行條件，並在沒有特殊 UA 駕駛技能，警覺性或強度的情況下，從任何飛行條件平穩過渡到任何其他飛行條件，並且在任何可能的操作條件下都不會超過極限負載係數的危險對於該類型，包括突然完全斷電。 (b) Be able to maintain any required flight condition and make a smooth transition from any flight condition to any other flight condition without exceptional UA Piloting skill, alertness, or strength, and without danger of exceeding the limit load factor under any operating condition probable for the type, including sudden complete power failure.											
CS-LURS.143.可控性和機動性(參照 AMC CS-LURS. 143 可控性和機動性) CS-LURS.143 Controllability and maneuverability (see AMC CS-LURS.143 controllability and maneuverability)											
(a)旋翼航空器必須安全可控及機動 - (1)在穩定飛行期間; 和 (2)在任何適合該類型的機動過程中，包括— (i) 起飛; (ii) 爬升; (iii) 水平飛行; (iv) 轉向; (v) 滑翔; (vi) 著陸(開機)， 和(vii) 從禁止的自動旋轉方法恢復到開機飛行，以及(viii) 著陸（一台發動機斷電） (a) The rotorcraft must be safely controllable and maneuverable-											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(1) During steady flight; and (2) During any maneuver appropriate to the type, including- (i) Take-off; (ii) Climb; (iii) Level flight; (iv) Turning flight; (v) Glide; (vi) Landing (power-on),; and (vii) Recovery to power-on flight from a balked auto-rotative approach, and (viii) Landing (one engine power off),											
(b)飛行控制系統（FCS）必須允許在 VNE 進行令人滿意的滾轉和俯仰控制 - (1)臨界重量; (2)臨界重心; (3)臨界轉子轉速; 和 (4)一台發動機斷電並上電。 (b) The Flight Control System (FCS) must allow satisfactory roll and pitch control at VNE with-											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(1) Critical weight; (2) Critical centre of gravity; (3) Critical rotor rpm; and (4) One engine Power off and power-on.											
(c)必須建立一個不小於 31 公里/小時（17 節）的風速，在該風速下，旋翼航空器可以在任何適合該類型的機動作用下，在地面上或附近失去控制而運行（例如側風-越野，側向飛行和向後飛行）- (1)臨界重量; (2)臨界重心; (3)臨界轉子轉速 (4)從標準海平面狀況到尋求著陸和起飛認證的最高海拔高度。 (c) A wind velocity of not less than 31 km/h (17 kts) must be established in which the rotorcraft can be operated without loss of control on or near the ground in any maneuver appropriate to the type (such as crosswind take-offs, sideward flight, and rearward flight) with- (1) Critical weight; (2) Critical centre of gravity; (3) Critical rotor rpm											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(4) Altitude from standard sea level conditions to the maximum altitude for which landing and takeoff certification is sought.											
(d)除非根據 AMC CS-LURS.1309 顯示 RPAS 可控性所需的所有發動機的總損失極不可能，否則旋翼航空器必須能夠在速度和高度範圍內受到控制。在發生最大連續功率和臨界重量的電源故障時，要求進行認證。電源故障後任何情況下的糾正措施時間延遲可能小於- (1)對於巡航條件，一秒或正常的飛行員反應時間（以較大者為準）；和 (2)對於任何其他條件，正常的飛行員反應時間。 (d) Unless the total loss of all engines required for the controllability of the RPAS is shown to be extremely improbable in accordance with AMC CS-LURS.1309, the rotorcraft, , must be controllable over the range of speeds and altitudes for which certification is requested when such power failure occurs with maximum continuous power and critical weight. No corrective action time delay for any condition following power failure may be less than- (1) For the cruise condition, one second, or normal pilot reaction time (whichever is greater); and (2) For any other condition, normal pilot reaction time.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.171 穩定性(參照 AMC CS-LURS 171 穩定性) CS-LURS.171 Stability (see AMC CS-LURS.171 Stability)											
旋翼飛行器必須能夠在任何正常操作中飛行，沒有過度的 UA 飛行員疲勞或疲勞，只要在正常操作中達到預期的時間。在此演示期間必須至少進行三次著陸和起飛。 (a)無人機在其所有運行模式中，均由飛行控制系統(FCS)和手動直接駕駛條件(如適用)增強，包括傳感器和計算誤差和延誤的影響，必須縱向，方向和橫向在任何通常遇到的任何情況下，在要求認證的重量和重心的任何組合下都能保持穩定。 The rotorcraft must be able to be flown, without undue UA Pilot fatigue or strain, in any normal manoeuvre for a period of time as long as that expected in normal operation. At least three landings and take-offs must be made during this demonstration. (a) The UAV in all its operating modes, both augmented by the Flight Control System (FCS) and in manual direct piloting conditions (where applicable), including the effects of sensor and computational errors and delays, must be longitudinally, directionally and laterally stable in any condition normally encountered in service, at any combination of weight and centre of gravity for which certification is requested.											
(b)在不同飛行條件和 FCS 飛行模式之間的過渡期間，所有軸的瞬態響應必須是平滑的，收斂的，並且具有阻尼特性，並且具有最小的預期飛行路徑的過衝。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) Transient response in all axes during transition between different flight conditions and FCS flight modes must be smooth, convergent, and exhibit damping characteristics with minimal overshoot of the intended flight path.											
(c)除通過計算或建模獲得的數據外，穩定性分析必須得到相關飛行試驗結果的支持。 (c) In addition to data obtained by computation or modeling, stability analysis must be supported by the results of relevant flight tests.											
(d)穩定性也必須在手動直接駕駛條件(如適用)中進行評估，同時適當考慮數據鏈路延遲。 (d) Stability also must be assessed in manual direct piloting conditions (where applicable), taking due account of data-link latencies.											
(e)操作人誘發振盪(PIO)趨勢必須是安全的，特別要考慮手動直接駕駛條件飛行特性(如適用)。 (e) Pilot induced oscillation (PIO) tendencies must be safe, with particular consideration to manual direct piloting conditions flight characteristics (where applicable).											
地面和水的處理特性 GROUND AND WATER HANDLING CHARACTERISTICS											
CS-LURS.231 通則 CS-LURS.231 General											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
旋翼航空器必須具有令人滿意的地面和水面操作特性，包括在操作中預期的任何條件下都不會出現不可控制的傾向。 The rotorcraft must have satisfactory ground and water handling characteristics, including freedom from uncontrollable tendencies in any condition expected in operation.											
CS-LURS.239 飛濺特性 CS-LURS.239 Spray characteristics											
如果要求對水面運行進行認證，則在滑行，起飛或著陸期間沒有噴霧特性可能會遮擋 UA 飛行員的視野或損壞轉子，螺旋槳或旋翼航空器的其他部件。 If certification for water operation is requested, no spray characteristics during taxiing, take-off, or landing may obscure the vision of the UA Pilot or damage the rotors, propellers, or other parts of the rotorcraft.											
CS-LURS.241 地面共振 CS-LURS.241 Ground resonance											
旋翼飛機在轉子轉動時可能沒有危險的傾向在地面上振盪。 The rotorcraft may have no dangerous tendency to oscillate on the ground with the rotor turning.											

Subpart C：強度要求 STRENGTH REQUIREMENT

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
SUBPART C - 強度要求 SUBPART C - STRENGTH REQUIREMENTS											
通則 GENERAL											
CS-LURS.301 負載 CS-LURS.301 Loads											
(a)強度要求是根據限制負載(在服役時預期的最大負載)和極限負載(限制負載乘以規定因素)指定的安全。除非另有規定，規定的負荷是限制負載。 (a) Strength requirements are specified in terms of limit loads (the maximum loads to be expected in service) and ultimate loads (limit loads multiplied by prescribed factors of safety). Unless otherwise provided, prescribed loads are limit loads.											
(b)除非另有規定，特定的空氣、地面和水負荷在考慮到旋翼中的每一重量時，必須與慣性力平衡。這些負載必須能大致或保守地代表實際條件。 (b) Unless otherwise provided, the specified air, ground, and water loads must be placed in equilibrium with inertia forces, considering each item of mass in the rotorcraft. These loads must											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
be distributed to closely approximate or conservatively represent actual conditions.											
(c)如果負載下的變形會顯著改變外部或內部負載的分佈，則必須考慮負載的重新分佈。 (c) If deflection under load would significantly change the distribution of external or internal loads, this redistribution must be taken into account.											
CS-LURS. 302 系統和結構的相互作用(參照附錄 C) CS-LURS.302 Interaction of systems and structures (see Appendix C)											
旋翼直昇機若配備有影響結構性能的系統，無論是直接的還是由於失效或故障的結果，這些均須符合本規範 c 章節和 d 章節的規定。附錄 c 的要求時，必須考慮到系統及其失效條件 CS-LURS 必須用於評估裝有這些系統的旋翼飛機的結構性能。 For rotorcraft equipped with systems that affect structural performance, either directly or as a consequence of a failure or malfunction, the influence of these systems and their failure conditions must be taken into account when showing compliance with the requirements of Subparts C and D. Appendix C of CS-LURS must be used to evaluate the structural performance of rotorcraft equipped with these systems.											
CS-LURS 303 安全係數 CS-LURS.303 Factor of safety											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
除非另有規定，否則必須使用 1.5 倍的安全係數。這一係數適用於外部和慣性負載。 Unless otherwise provided, a factor of safety of 1.5 must be used. This factor applies to external and inertia loads unless its application to the resulting internal stresses is more conservative.											
CS-LURS.305 強度和變形 CS-LURS.305 Strength and deformation											
(a)結構必須能夠承受限制負載，而不會產生有害的永久性變形。在限制負載下，結構變形不會干擾安全操作。 (a) The structure must be able to support limit loads without detrimental permanent deformation. At any load up to limit loads, the deformation may not interfere with safe operation.											
(b)結構必須能夠在承受極限負載情況下，不會發生失效。這必須由以下各項顯示─ (1)在靜力試驗中對結構施加極限負載至少 3 秒;或 (2)模擬實際負載的動態測試。 (b) The structure must be able to support ultimate loads without failure. This must be shown by- (1) Applying ultimate loads to the structure in a static test for at least 3 seconds; or (2) Dynamic tests simulating actual load application.											
CS-LURS.307 結構證明(參照 AMC CS-LURS 307) CS-LURS.307 Proof of structure (See AMC CS-LURS.307)											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 必須符合每個臨界負載之強度和變形要求。結構分析 (靜態或疲勞) 只有在結構符合可靠的經驗才能使用。在其他情況下，必須進行負載測試證明。(參照 AMC CS-LURS 307 (a)) (a) Compliance with the strength and deformation requirements of this Subpart must be shown for each critical loading condition accounting for the environment to which the structure will be exposed in operation. Structural analysis (static or fatigue) may be used only if the structure conforms to those structures for which experience has shown this method to be reliable. In other cases, substantiating load tests must be made. (See AMC CS-LURS 307(a))											
(b) 遵守本章的強度要求的證明必須包括— (1) 轉子、轉子驅動和轉子控制的動態和耐久性試驗; (2) 限制控制系統的負載測試，包括控制面; (3) 控制系統操作試驗; (4) 飛行應力量測試驗;和 (5) 新的或特別的設計功能所需的任何額外測試 (b) Proof of compliance with the strength requirements of this Subpart must include - (1) Dynamic and endurance tests of rotors, rotor drives, and rotor controls; (2) Limit load tests of the control system, including control surfaces; (3) Operation tests of control system;											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(4) Flight stress measurement tests; and (5) Any additional tests required for new or unusual design features.											
CS-LURS 309 設計限制 CS-LURS.309 Design limitations											
必須建立以下值和限制，以顯示符合本章的結構要求: (a)設計最大重量。 The following values and limitations must be established to show compliance with the structural requirements of this Subpart: (a) The design maximum weight.											
(b) 主轉子在開電和斷電狀況下的轉速範圍。 (b) The main rotor rpm ranges power-on and power-off.											
(c) 在 (b)確定的範圍內，各主要轉子轉速的最大前進速度。 (c) The maximum forward speeds for each main rotor rpm within the ranges determined in sub-paragraph (b).											
(d) 最大向後和側向飛行速度 (d) The maximum rearward and sideward flight speeds.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(e) 與 (b)、(c) 和 (d) 分段確定的限制相對應的重心。 (e) The centre of gravity limits corresponding to the limitations determined in sub-paragraphs (b), (c), and (d).											
(f) 動力裝置與每個連接的旋轉部件之間的轉速比。 (f) The rotational speed ratios between powerplant and each connected rotating component.											
(g) 正、負極限操縱負載係數。 (g) The positive and negative limit manoeuvring load factors.											
飛行負載 FLIGHT LOADS											
CS-LURS.321 通則 CS-LURS.321 General											
(a) 飛行負載因子作用於垂直旋翼機縱軸上,並在重心上施加等大小之反向慣性負載。 (a) The flight load factor must be assumed to act normal to the longitudinal axis of the rotorcraft, and to be equal in magnitude and opposite in direction to the rotorcraft inertia load factor at the centre of gravity.											
(b) 必須顯示符合本章的飛行負載要求—											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(1) 從設計的最小重量到設計的最大重量;和 (2) 在飛行手冊的操作限制範圍內, 須考量任何可拋式負載的實際分配。 (b) Compliance with the flight load requirements of this Subpart must be shown- (1) At each weight from the design minimum weight to the design maximum weight; and (2) With any practical distribution of disposable load within the operating limitations in the Flight Manual.											
CS-LURS.337 限制操縱負載係數 CS-LURS.337 Limit manoeuvring load factor											
直昇機必須設計為一 (a) 限制操縱負載因子, 範圍從 3.5 到-1.0;或 The rotorcraft must be designed for- (a) A limit manoeuvring load factor ranging from a positive limit of 3.5 to a negative limit of -1.0; or											
(b) 任何正限制操縱負載係數不少於 2.0, 而任何負限制操縱負載係數不少於-0.5, 則一 (1) 通過分析和飛行試驗, 證明超出的概率是極其微小的;和 (2) 所選數值適用于設計最大重量值與設計最小重量值之間。 (b) Any positive limit manoeuvring load factor not less than 2.0 and any negative limit											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
manoeuvring load factor of not less than -0.5 for which- (1) The probability of being exceeded is shown by analysis and flight tests to be extremely remote; and (2) The selected values are appropriate to each weight condition between the design maximum and design minimum weights.											
CS-LURS.339 總和限制操縱負載 CS-LURS.339 Resultant limit manoeuvring loads											
應用限制操縱負載係數所產生的總合負載，假定在每個轉子輪轂和每個輔助升降面的中心，並採取行動在方向，以及在轉子和輔助升降面之間的負載分佈，以代表每個關鍵的操縱條件，包括通電和斷電飛行與最大設計轉子尖端速度比。轉子尖速度比是旋翼平面中旋翼飛行速度分量的比值到轉子葉片的旋轉尖端速度，並表示如下: $\mu = (V \cos a) / \Omega R$ 而- V = 沿飛行路徑的空速 (米/秒); a = 投影的角度，在對稱平面上，無羽化軸和垂直于飛行路徑的直線 (弧度，當軸為指向船尾); Ω = 轉子的角速度 (每秒弧度);和											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
R = 轉子半徑 (m)。 The loads resulting from the application of limit manoeuvring load factors are assumed to act at the centre of each rotor hub and each auxiliary lifting surface, and to act in directions, and with distributions of load among the rotors and auxiliary lifting surfaces, so as to represent each critical manoeuvring condition, including power-on and power-off flight with the maximum design rotor tip speed ratio. The rotor tip speed ratio is the ratio of the rotorcraft flight velocity component in the plane of the rotor disc to the rotational tip speed of the rotor blades, and is expressed as follows: $\mu = (V \cos a) / \Omega R$ where- V = The airspeed along the flight path (m/s); a = The angle between the projection, in the plane of symmetry, of the axis of no feathering and a line perpendicular to the flight path (radians, positive when the axis is pointing aft); Ω = The angular velocity of the rotor (radians per second); and R = The rotor radius (m).											
CS-LURS.341 陣風負載 CS-LURS.341 Gust loads											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
直昇機在每一個關鍵的空速，包括盤旋，必須設計能承受垂直陣風 9.1 米/秒 (30 英尺/秒)所產生之負載。 The rotorcraft must be designed to withstand, at each critical airspeed including hovering, the loads resulting from a vertical gust of 9.1 m/s (30 ft/s).											
CS-LURS.351 偏航條件 CS-LURS.351 Yawing conditions											
(a) 每架旋翼機必須為 (b) 項和 (c) 項所指定的操縱產生的負載而設計，並須— (1) 飛機在考慮主要重量的情況下，以合理或保守的方式反應的重心的不平衡氣動力矩提供反應慣性力;和 (2) 最大主轉子轉速。 (a) Each rotorcraft must be designed for the loads resulting from the manoeuvres specified in subparagraphs (b) and (c) with- (1) Unbalanced aerodynamic moments about the centre of gravity which the aircraft reacts to in a rational or conservative manner considering the principal masses furnishing the reacting inertia forces; and (2) Maximum main rotor speed.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b)為產生在 (a) 項中所需的負載，在零偏航角的無加速度飛行中，前進速度從零到 0.6 V_{NE}- (1) 將定向控制突然轉移到控制站所限制或由 CS-LURS. 395 (a) 中指定的制動器出力的最大撓度; (2) 達到產生的側滑角或 90°，以較小的為准;和 (3) 將定向控制突然返回定中位置。 (b) To produce the load required in sub-paragraph (a), in unaccelerated flight with zero yaw, at forward speed from zero up to 0.6 V_{NE}- (1) Displace the directional control suddenly to the maximum deflection limited by the control stop or by the actuator force specified in CS-LURS.395(a); (2) Attain a resulting sideslip angle or 90°, whichever is less; and (3) Return the directional control suddenly to neutral.											
(c) 為產生在 (a) 項中所需的負載,在零偏航角的無加速度飛行中，前進速度從 0.6 V_{NE} 至 V_{NE} 或 V_H ，選擇其中較小者- (1) 將定向控制突然轉移到控制站所限制或由 CS-LURS. 395 (a) 中指定的制動器出力的最大撓度; (2) 選取 V_{NE} 或 V_H 較小者，在此選擇的速度下，達到產生的側滑角或 15°，以較小的為準											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(3) 以速度直接改變 (b) (2)項 和 (c) (2) 項的側滑角;和 (4) 將定向控制突然返回定中位置。 (c) To produce the load required in sub-paragraph (a), in unaccelerated flight with zero yaw, at forward speeds from 0.6 V_{NE} up to V_{NE} or V_H, whichever is less- (1) Displace the directional control suddenly to the maximum deflection limited by the control stops or by the actuator force specified in CS-LURS.395 (a); (2) Attain a resulting sideslip angle or 15°, whichever is less, at the lesser speed of V_{NE} or V_H. (3) Vary the sideslip angles of sub-paragraphs (b)(2) and (c)(2) directly with speed; and (4) Return the directional control suddenly to neutral.											
CS-LURS 361 發動機扭矩(參照 AMC CS-LURS 361) CS-LURS.361 Engine torque (see AMC CS-LURS.361)											
(a)極限扭矩不得小於 - (1) 對於四衝程發動機 – 最大連續功率的平均扭矩乘以 (i) 1.33，適用於具有五個或更多氣缸的發動機; 和 (ii) 2,3,4 或 8，分別用於具有四個，三個，兩個或一個汽缸的發動機。 (2) 對於二衝程發動機 – 最大連續功率的平均扭矩乘以 (i) 2 個用於三缸或更多缸的發動機，											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(ii) 3 或 6，分別用於具有兩個或一個汽缸的發動機。 (3) 對於旋轉發動機 – 最大連續功率的平均扭矩乘以： (i) 1.33 用於具有三個或更多圓盤的發動機 (ii) 2 或 4，分別用於具有兩個或一個盤的發動機 (4) 對於渦輪發動機：最大連續功率的平均扭矩乘以 1.25 (5) 對於電動發動機：在整個發動機轉速範圍內預期的最大峰值扭矩。 (a) The limit torque may not be less than - (1) For four- stroke engines- the mean torque for maximum continuous power multiplied by (i) 1.33, for engines with five or more cylinders; and (ii) 2, 3, 4 or 8, for engines with four, three, two or one cylinder, respectively. (2) For two- stroke engines- the mean torque for maximum continuous power multiplied by (i) 2 for engines with three or more cylinders, (ii) 3, or 6, for engines with two or one cylinder, respectively. (3) For rotary engines- the mean torque for maximum continuous power multiplied by: (i) 1.33 for engines with three or more discs (ii) 2, or 4, for engines with two or one disc, respectively (4) For turbine engines: the mean torque for maximum continuous power multiplied by 1.25											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(5) For electrical engines: the maximum peak torque to be expected in the complete engine speed range.											
控制表面和系統負載 CONTROL SURFACE AND SYSTEM LOADS											
CS-LURS.391 通則 CS-LURS.391 General											
每個輔助轉子, 每個固定或可動的穩定面或控制面, 每個操控飛行控制的系統，必須滿足 CS-LURS. 395,-411, 和-427 的要求。 Each auxiliary rotor, each fixed or movable stabilizing or control surface, and each system operating any flight control must meet the requirements of CS-LURS.395, -411, and -427.											
CS-LURS.395 控制系統 CS-LURS.395 Control system											
(a) 每個控制系統，從制動器到控制的零件必須設計為承受由驅動系統所產生的最大負載和扭矩 (a) The part of each control system from the actuator to the control stops must be designed to withstand forces resulting from maximum loads and torques generated by the actuating system.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 每個主要控制系統，包括其支稱結構，必須按照以下方式設計: (1) 承受由制動系統產生的最大負載和扭矩所產生的作用力; (2) (保留); (3) 如果系統設計或正常操作負載使系統的一部分無法對本章 (b) 中規定的極限力作出反應，則該部分的系統必須設計以承受在正常操作中可以獲得的最大負載。在任何情況下，最小設計負載都必須提供堅固的系統的服務使用，包括考慮疲勞，干擾，地面陣風，控制慣性和摩擦力負載。在缺乏理性分析的情況下，設計本章 (b) 中 0.60 的指定力所產生的負載是可接受的最小設計負載。 (4) 如果操作負載因為干擾、地面陣風、控制慣性或摩擦力而超初設計值，則控制系統必須仍能承受這些負載，而不致降伏。 (b) Each primary control system, including its supporting structure, must be designed as follows: (1) to withstand forces resulting from maximum loads and torques generated by the actuating system; (2) (Reserved); (3) If the system design or the normal operating loads are such that a part of the system cannot react to the limit forces prescribed in (b)of this subpart, that part of the system must be designed to withstand the maximum loads that can be obtained in normal operation. The minimum design											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
loads must, in any case, provide a rugged system for service use, including consideration of fatigue, jamming, ground gusts, control inertia and friction loads. In the absence of rational analysis, the design loads resulting from 0.60 of the specified forces in (b)of this subpart are acceptable minimum design loads. (4) If operational loads may be exceeded through jamming, ground gusts, control inertia, or friction, the control system must withstand these loads, without yielding.											
CS-LURS 411 地面游隙: 防轉矩裝置保護器 CS-LURS.411 Ground clearance: anti- torque device guard											
(a) 在正常著陸時, 抗扭矩裝置絕不能碰觸著陸面。 (a) It must be impossible for the anti-torque device to contact the landing surface during a normal landing.											
(b) 如要求防護裝置滿足 (a)項的規定— (1) 必須為防護裝置建立合適的設計負載;和 (2) 防護裝置及其支撐結構必須設計足以承受這些負荷。 (b) If a guard is required to show compliance with sub-paragraph (a) - (1) Suitable design loads must be established for the guard; and (2) The guard and its supporting structure must be designed to withstand those loads.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.427 不對稱負載 CS-LURS.427 Unsymmetrical loads											
(a) 水平尾翼表面及其支承結構的設計必須考量在結合預劃的飛行條件下，能承受偏航和轉子尾跡效應所產生的不對稱負載 。 (a) Horizontal tail surfaces and their supporting structure must be designed for unsymmetrical loads arising from yawing and rotor wake effects in combination with the prescribed flight conditions.											
(b) 為了符合 (a) 項的設計標準，在缺乏更合理的資料的情況下，必須滿足以下兩項要求: (1) 來自對稱飛行條件的最大負載的 100% 在對稱平面一側的表面作用，而在另一側沒有負載作用。 (2) 來自對稱飛行條件的最大負載的 50% 在對稱平面兩側的表面作用，但在相反方向上。 (b) To meet the design criteria of sub-paragraph (a), in the absence of more rational data, both of the following must be met: (1) 100 % of the maximum loading from the symmetrical flight conditions acts on the surface on one side of the plane of symmetry and no loading acts on the other side. (2) 50 % of the maximum loading from the symmetrical flight conditions acts on the surface on each side of the plane of symmetry but in opposite directions.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 在尾翼的安排中，若水平尾翼表面是由垂直尾翼表面支撐時，垂直尾翼表面和支撐結構必須設計為由每個預劃的飛行條件所產生的垂直及水平表面組合而成的負載，分別考慮。飛行條件必須選定，以便在每個曲面上獲得最大設計負載。在缺乏更合理的資料的情況下，不對稱的水平尾翼表面負載分佈必須先行假設。 (c) For empennage arrangements where the horizontal tail surfaces are supported by the vertical tail surfaces, the vertical tail surfaces and supporting structure must be designed for the combined vertical horizontal surface loads resulting from each prescribed flight condition, considered separately. The flight conditions must be selected so the maximum design loads are obtained on each surface. In the absence of more rational data, the unsymmetrical horizontal tail surface loading distributions described in this paragraph must be assumed.											
CS-LURS.471 通則 CS-LURS.471 General											
針對限制地面負載的負載和平衡- (1) 在本項的著陸條件下獲得的限制地面負載，如果將它視作為一個剛體，必須被認為是在旋翼結構中發生的外部負載,;和 (2) 在每一個指定的著陸條件下，外部負載必須以合理或保守的方式以線性和角慣性負載平衡中放置。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) Loads and equilibrium. For limits ground loads- (1) The limit ground loads obtained in the landing conditions in this Subpart must be considered to be external loads that would occur in the rotorcraft structure if it were acting as a rigid body; and (2) In each specified landing condition, the external loads must be placed in equilibrium with linear and angular inertia loads in a rational or conservative manner.											
(c) 臨界重心。 必須選擇要求認證的範圍內的臨界重心，以便在每個起落架元件中獲得最大設計負載。 (c) Critical centers of gravity. The critical centers of gravity within the range for which certification is requested must be selected so that the maximum design loads are obtained in each landing gear element.											
CS-LURS. 473 地面負載條件和假設 CS-LURS.473 Ground loading conditions and assumptions											
(a) 對於規定的著陸條件，必須使用不小於最大重量的設計最大重量。 可以假設轉子升力在整個著陸衝擊中通過重心起作用。 該升力不得超過設計最大重量的三分之二。 (a) For specified landing conditions, a design maximum weight must be used that is not less than the maximum weight. Rotor lift may be assumed to act through the centre of gravity throughout											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
the landing impact. This lift may not exceed two-thirds of the design maximum weight.											
(b) 除非另有規定，對於每個規定的著陸條件，直昇機必須設計成不小於 CS-LURS.725 所證實的極限慣性負載係數的極限負載係數。 (b) Unless otherwise prescribed, for each specified landing condition, the rotorcraft must be designed for a limit load factor of not less than the limit inertia load factor substantiated under CS-LURS.725.											
CS-LURS. 475 避震裝置 CS-LURS.475 Shock absorbers											
除非另有規定，否則對於每個規定的著陸條件，必須假定減震器處於最關鍵的位置。 Unless otherwise prescribed, for each specified landing condition, the shock absorbers must be assumed to be in their most critical position.											
CS-LURS. 501 地面負載條件：帶滑軌的起落架 CS-LURS.501 Ground loading conditions: landing gear with skids											
(a)通則。帶有滑行起落架的旋翼飛機必須按照本款規定的裝載條件進行設計。在表明符合本款規定時，以下適用： (1) 設計最大重量，重心和負載係數必須在 CS-LURS.471 至 475 中確定。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) 彈性彈簧構件在極限負載下的結構屈服是可以接受的。 (3) 彈性彈簧構件的設計極限負載不得超過齒輪跌落試驗所得的負載 - (i) 跌落高度為 CS-LURS.725 規定的 1.5 倍; 和 (ii) 假定轉子升程不超過 CS-LURS.725 規定的極限跌落試驗中使用的 1.5 倍。 (4) 符合(b)至(e)段的規定必須顯示一 (i) 正在考慮著陸條件的最嚴重偏轉位置的齒輪; 和 (ii) 地面反應合理分佈在防滑管底部。 (a) General. Rotorcraft with landing gear with skids must be designed for the loading conditions specified in this paragraph. In showing compliance with this paragraph, the following apply: (1) The design maximum weight, centre of gravity, and load factor must be determined in CS-LURS.471 to 475. (2) Structural yielding of elastic spring members under limit loads is acceptable. (3) Design ultimate loads for elastic spring members need not exceed those obtained in a drop test of the gear with- (i) A drop height of 1.5 times that specified in CS-LURS.725; and (ii) An assumed rotor lift of not more than 1.5 times that used in the limit drop tests prescribed in CS-LURS.725.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(4) Compliance with sub-paragraphs (b) to (e) must be shown with- (i) The gear in its most critically deflected position for the landing condition being considered; and (ii) The ground reactions rationally distributed along the bottom of the skid tube.											
(b) 水平著陸姿態的垂直反應。 在水平姿態中，並且旋翼航空器沿著兩個滑板的底部接觸地面，必須按照(a)項規定的方式施加垂直反應。 (b) Vertical reactions in the level landing attitude. In the level attitude, and with the rotorcraft contacting the ground along the bottom of both skids, the vertical reactions must be applied as prescribed in sub-paragraph (a).											
(c) 在水平著陸姿態下拖動反應。在水平姿態中，並且旋翼航空器沿著兩個滑道的底部接觸地面，以下適用： (1) 垂直反應必須與在地面施加 50％垂直反應的水平拖曳反應相結合 (2) 由此產生的地面負載必須等於(b)項規定的垂直負載。 (c) Drag reactions in the level landing attitude. In the level attitude, and with the rotorcraft contacting the ground along the bottom of both skids, the following apply: (1) The vertical reactions must be combined with horizontal drag reactions of 50 % of the vertical reaction applied at the ground											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
(2) The resultant ground loads must equal the vertical load specified in sub-paragraph (b).											
(d) 水平著陸姿態的側向負載。在水平姿態，以及旋翼航空器沿兩個滑道底部接觸地面時，以下適用： (1) 垂直地面反應必須— (i) 與在(b)項規定的條件下獲得的垂直負載相等; 和 (ii) 在滑行中平均分配。 (2) 垂直地面反應必須與其值的 25%的水平側向負載相結合。 (3) 總側面負載必須平均地施加在滑板之間和滑板的長度上。 (4) 假設不平衡力矩受到角慣性的抵抗。 (5) 必須研究防滑裝置— (i) 向內作用的側向負載; 和 (ii) 向外作用的側載。 (d) Side loads in level landing attitude. In the level attitude, and with the rotorcraft contacting the ground along the bottom of both skids, the following apply: (1) The vertical ground reaction must be- (i) Equal to the vertical loads obtained in the condition specified in sub-paragraph (b); and											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(ii) Divided equally among the skids. (2) The vertical ground reactions must be combined with a horizontal side load of 25 % of their value. (3) The total side load must be applied equally between the skids and along the length of the skids. (4) The unbalanced moments are assumed to be resisted by angular inertia. (5) The skid gear must be investigated for- (i) Inward acting side-loads; and (ii) Outward acting side-loads.											
(e) 水平姿態的單滑降落負載。在水平姿態，並且旋翼航空器僅沿著一個滑道的底部接觸地面，以下適用： (1) 接地側的垂直負載必須與(b)項規定的條件下的垂直負載相同。 (2) 假設不平衡力矩受到角慣性的抵抗 (e) One-skid landing loads in the level attitude. In the level attitude, and with the rotorcraft contacting the ground along the bottom of one skid only, the following apply: (1) The vertical load on the ground contact side must be the same as that obtained on that side in the condition specified in sub-paragraph (b).											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) The unbalanced moments are assumed to be resisted by angular inertia.											
(f) 特殊條件。除了(b)和(c)分段規定的條件外，旋翼航空器必須設計用於以下地面反應： (1) 地面反作用力以與旋翼飛行器的縱軸成 45°角向上和向後作用。 這個負載必須是 - (i) 相當於最大重量的 1.33 倍; (ii) 在滑板間對稱分佈; (iii) 集中在防滑管直線部分的前端; 和 (iv) 僅應用於滑動管的前端及其與旋翼飛行器的連接。 (2) 當旋翼航空器處於水平著陸姿態時，垂直地面反作用力等於（b）項確定的垂直負載的一半。 這個負載必須是 - (i) 僅適用於防滑管及其與旋翼航空器的連接; 和 (ii) 在滑動管附件之間以及位於滑動管附件中間位於中間位置的長度的 33.3%以上均勻分佈。 (f) Special conditions. In addition to the conditions specified in sub-paragraphs (b) and (c), the rotorcraft must be designed for the following ground reactions: (1) A ground reaction load acting up and aft at an angle of 45° to the longitudinal axis of the rotorcraft. This load must be-											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(i) Equal to 1.33 times the maximum weight; (ii) Distributed symmetrically among the skids; (iii) Concentrated at the forward end of the straight part of the skid tube; and (iv) Applied only to the forward end of the skid tube and its attachment to the rotorcraft. (2) With the rotorcraft in the level landing attitude, a vertical ground reaction load equal to one-half of the vertical load determined in sub-paragraph (b). This load must be- (i) Applied only to the skid tube and its attachment to rotorcraft; and (ii) Distributed equally over 33.3 % of the length between the skid tube attachments and centrally located midway between the skid tube attachments.											
CS-LURS 505 滑雪著陸條件 CS-LURS.505 Ski landing conditions											
如果要求進行滑雪作業認證，帶滑雪板的旋翼飛機必須設計成能承受下列負載條件(其中 P 是每個滑雪板上 N 的最大靜負載，旋翼飛機處於設計最大重量時，n 為 根據 CS-LURS.473(b)確定的極限負載係數。 (a) 在以下情況下的上載情況─ (1) 在基座軸承上同時施加 Pn 的垂直負載和 Pn/4 的水平負載; 和 (2) 在基座軸承上施加 1.33 P 的垂直負載。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
If certification for ski operation is requested, the rotorcraft, with skis, must be designed to withstand the following loading conditions (where P, is the maximum static load in N on each ski with the rotorcraft at design maximum weight, and n, is the limit load factor determined under CS-LURS.473 (b)). (a) Up-load conditions in which- (1) A vertical load of Pn, and a horizontal load of Pn/4 are simultaneously applied at the pedestal bearings; and (2) A vertical load of 1.33 P is applied at the pedestal bearings.											
(b) 側向負載條件，其中在垂直於旋翼飛行器中心線的水平面上的基座軸承上施加 0.35Pn 的側向負載。 (b) A side-load condition in which a side load of 0.35 Pn is applied at the pedestal bearings in a horizontal plane perpendicular to the centerline of the rotorcraft.											
(c) 扭矩負載條件，其中 1.33P(Nm)的扭矩負載通過基座軸承的中心線繞垂直軸線施加到滑雪板上。 (c) A torque-load condition in which a torque load of 1.33 P in Nm is applied to the ski about the vertical axis through the centerline of the pedestal bearings.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
水面負荷 WATER LOADS											
CS-LURS 521 浮動降落條件 CS-LURS.521 Float landing conditions											
如果要求對浮動操作進行認證，帶有浮子的旋翼航空器必須設計成能承受下列負載條件(限制負載係數根據 CS-LURS.473(b)確定)： (a) 在以下情況下的上載情況─ (1) 施加負載使得在旋翼航空器處於靜止水平姿態時，所產生的水反應垂直穿過重心; 和 (2) (a)(1)項所訂明的垂直負載，與垂直分量的 0.25 倍的後部分同時施加。 If certification for float operation is requested, the rotorcraft, with floats, must be designed to withstand the following loading conditions (where the limit load factor is determined under CS-LURS.473(b)): (a) Up-load conditions in which- (1) A load is applied so that, with the rotorcraft in the static level attitude, the resultant water reaction passes vertically through the centre of gravity; and (2) The vertical load prescribed in subparagraph (a)(1) is applied simultaneously with an aft component of 0.25 times the vertical component.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 側向負載情況，其中— (1)垂直負載為(a)(1)小段規定的總垂直負載的 0.75 倍，在浮子之間平均分配;和 (2) 對於每個浮子，適用於(b)(1)小段中確定的負載份額，加上(b)(1)小段規定的總垂直負載的 0.25 倍的總側負載，適用於只有浮動。 (b) A side-load condition in which- (1) A vertical load of 0.75 times the total vertical load specified in sub-paragraph (a)(1) is divided equally among the floats; and (2) For each float, the load share determined in sub-paragraph (b)(1), combined with a total side load of 0.25 times the total vertical load specified in sub-paragraph (b)(1), is applied to the float only.											
主要元件要求 MAIN COMPONENT REQUIREMENTS											
CS-LURS 547 主旋翼結構 CS-LURS.547 Main rotor structure											
(a) 每個主轉子組件(包括轉子輪轂和葉片)必須按本款規定設計。 (見 AMC LURS.547(a) (a) Each main rotor assembly (including rotor hubs and blades) must be designed as prescribed in this paragraph. (See AMC LURS.547(a)											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) (保留) (b) (Reserved)											
(c) 主旋翼結構的設計必須能承受 CS-LURS.337 至-341 規定的下列負載： (1) 臨界飛行負載。 (2) 限制在正常自轉條件下發生的負載。對於這種情況，必須選擇轉子轉速以包括高度的影響。 (c) The main rotor structure must be designed to withstand the following loads prescribed in CS-LURS.337 to -341: (1) Critical flight loads. (2) Limit loads occurring under normal conditions of autorotation. For this condition, the rotor rpm must be selected to include the effects of altitude.											
(d) 主轉子結構必須設計成能承受模擬的負載─ (1) 對於轉子葉片，輪轂和撲翼鉸鏈，每個葉片在地面操作期間對其停止的衝擊力;和 (2) 正常運作中預期的任何其他危急情況。 (d) The main rotor structure must be designed to withstand loads simulating- (1) For the rotor blades, hubs, and flapping hinges, the impact force of each blade against its stop during ground operation; and											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) Any other critical condition expected in normal operation.											
(e) 主轉子結構必須設計成能承受任何轉速(包括零點)的極限轉矩。此外— (1) 極限扭矩不必大於由扭矩限制裝置(如提供)所定義的扭矩，且不得小於— (i) 可能在任一方向上傳遞到轉子結構的最大扭矩;和 (ii) CS-LURS.361 中規定的極限發動機扭矩。 (2) 極限轉矩必須合理地分配給轉子葉片。 (e) The main rotor structure must be designed to withstand the limit torque at any rotational speed including zero. In addition- (1) The limit torque need not be greater than the torque defined by a torque limiting device (where provided), and may not be less than the greater of- (i) The maximum torque likely to be transmitted to the rotor structure in either direction; and (ii) The limit engine torque specified in CS-LURS.361. (2) The limit torque must be distributed to the rotor blades in a rational manner.											
CS-LURS 549 機身、起落架、轉子塔架和發動機結構 (參照 AMC LURS 549 (b) (1)) CS-LURS.549 Fuselage, landing gear, rotor pylon and engine structures (see AMC LURS 549(b)(1))											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 每個機身，起落架，轉子掛架和發動機結構必須按本款規定設計。 所產生的轉子力可以表示為施加在轉子轂附接點處的單個力。 (a) Each fuselage, landing gear, rotor pylon and engine structure must be designed as prescribed in this paragraph. Resultant rotor forces may be represented as a single force applied at the rotor hub attachment point.											
(b) 每個結構的設計必須能夠承受─ (1) CS-LURS.337 至-341 規定的臨界負載; (見 AMC LURS 549(b)(1)) (2) CS-LURS.471，-473，-501，-505 和-521 規定的適用地面負載; 和 (3) CS-LURS.547(d)和(e)中規定的負載。 (b) Each structure must be designed to withstand- (1) The critical loads prescribed in CS-LURS.337 to -341; (see AMC LURS 549(b)(1)) (2) The applicable ground loads prescribed in CS-LURS.471, -473, -501, -505, and -521; and (3) The loads prescribed in CS-LURS.547(d) and (e).											
(c) 必須考慮輔助轉子推力，以及在加速飛行條件下發生的平衡空氣和慣性負載。 (c) Auxiliary rotor thrust, and the balancing air and inertia loads occurring under accelerated flight conditions, must be considered.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(d) 發動機支架和相鄰的機身結構必須設計成能承受在加速飛行和著陸條件下發生的負載，包括發動機扭矩。 (d) The engine mount and adjacent fuselage structure must be designed to withstand the loads occurring under accelerated flight and landing conditions, including engine torque.											
CS-LURS 561 耐撞度 (參照 AMC-LURS. 561 (b) 和 (c)) CS-LURS.561 Crashworthiness (see AMC to CS-LURS.561(b) and (c))											
(a) 應提供性能數據，以便操作員能夠建立適當的預定和未填充的強制著陸區域，除非 RPAS 配備了 CS-LURS.1412(a)(1)中規定的 FTS。 (a) Performance data shall be provided to allow the operator to establish the appropriate predefined and unpopulated forced landing areas, unless the RPAS is fitted with a FTS as prescribed in CS-LURS.1412(a)(1).											
(b) 當選擇 CS-LURS.1412(a)(2)中確定的強制著陸區符合 CS-LURS.1412 時，旋翼航空器雖然可能在緊急著陸條件下受損，但必須按規定設計在本款(c)項中，在這些條件下保護第三方。 (b) When a forced landing area identified under CS-LURS.1412(a)(2) is chosen for compliance with CS-LURS.1412, the rotorcraft, although it may be damaged in emergency landing conditions, must be designed as prescribed in subparagraphs (c) of this paragraph to protect third											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
parties on ground under those conditions.											
(c) 旋翼航空器必須盡可能包括自遏制功能，並且必須設計成一 (1) 在強迫著陸區域外可能構成對第三方可能造成的傷害的部件不可投射（待考慮的質量項目，包括但不限於轉子，傳動裝置，發動機和有效負載）， (2) 在緊急迫降時，旋翼航空器不構成危險數量的易燃液體的點火源或洩漏源，並且， (3) 強迫著陸後的任何爆炸不得對強迫著陸區外的第三方構成危險 (c) The rotorcraft must include self-containment features as much as practical and must be designed so that – (1) projection of parts (items of mass to be considered include, but are not limited to, rotors, transmissions, engines and payloads) that may constitute a potential injury to third parties, outside the forced landing area, is unlikely, (2) the rotorcraft does not constitute a source of ignition or leak of flammable fluids in hazardous quantities in case of an emergency forced landing, and, (3) any explosion after the forced landing must not constitute a hazard for third parties outside the forced landing area											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.571 飛行結構疲勞評估 (參照 AMC 到 CS-LURS 571) CS-LURS.571 Fatigue evaluation of flight structure (see AMC to CS-LURS.571)											
(a) 通則。飛行結構的每個部分(飛行結構包括轉子，發動機和轉子輪轂之間的轉子驅動系統，控制裝置，機身，起落架及其相關的主要附件)，其失效可能是災難性的，必須確定並且必須在(b)，(c)項中進行評估。以下內容適用於每項疲勞評估： (1) 評估程序必須得到批准。 (2) 必須確定可能失效的位置。 (3) 在確定以下內容時必須包括飛行中的測量： (i) 在 CS-LURS.309 的所有限制範圍內的所有臨界條件下的負載或應力，除了機動負載因子不必超過運行中預期的最大值。 (ii) 海拔對這些負載或應力的影響。 (4) 負載頻譜必須與操作中預期的負載頻譜一樣嚴重，包括地面 - 空氣 - 地面循環。負載頻譜必須基於(a)(3)小段中確定的負載或應力。 (a) General. Each portion of the flight structure (the flight structure includes rotors, rotor drive systems between the engines and the rotor hubs, controls, fuselage, landing gear and their related primary attachments) the failure of which could be catastrophic, must be identified and must be evaluated in subparagraph (b), (c). The following apply to each fatigue evaluation:											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(1) The procedure for the evaluation must be approved. (2) The locations of probable failure must be determined. (3) In-flight measurement must be included in determining the following: (i) Loads or stresses in all critical conditions throughout the range of limitations in CS-LURS.309, except that manoeuvring load factors need not exceed the maximum values expected in operation. (ii) The effect of altitude upon these loads or stresses. (4) The loading spectra must be as severe as those expected in operation including ground-air-ground cycles. The loading spectra must be based on loads or stresses determined in sub-paragraph (a)(3).											
(b) 疲勞耐受性評估。必須證明，結構的疲勞公差確保了災難性疲勞失效的可能性非常小，而無需在附錄 A 的 A.LURS.4 段中規定更換時間，檢查間隔或其他程序。 (b) Fatigue tolerance evaluation. It must be shown that the fatigue tolerance of the structure ensure that the probability of catastrophic fatigue failure is extremely remote without establishing replacement times, inspection intervals or other procedures in paragraph A.LURS.4 of Appendix A.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 更換時間評估。必須表明，在附錄 A 第 A.LURS.4 段提供的更換時間內，災難性疲勞失效的概率極其遙遠。 (c) Replacement time evaluation. It must be shown that the probability of catastrophic fatigue failure is extremely remote within a replacement time furnished in paragraph A.LURS.4 of Appendix A.											

Subpart D：設計與製造 DESIGN AND CONSTRUCTION

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
SUBPART D - 設計與製造 SUBPART D - DESIGN AND CONSTRUCTION											
通則 General											
CS-LURS 601 設計 CS-LURS.601 Design											
(a) 直昇機之設計必須確保安全，無危險或不可靠之設計 (a) The rotorcraft may have no design features or details that experience has shown to be hazardous or unreliable.											
(b)任何有疑問的設計或零件皆須經由測試來評估其適用性 (b) The suitability of each questionable design detail and part must be established by tests.											
CS-LURS 602 關鍵零件(參照 AMC CS-LURS 602) CS-LURS.602 Critical parts (See AMC CS-LURS.602)											
(a)所謂關鍵零件，乃指當此零件失效時將導致旋翼機產生災難性的損傷，且此類類零件的											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
特性須詳細定義且必須加以控制，以確保整體安全 (a) A critical part is a part, the failure of which could have a catastrophic effect upon the rotorcraft, and for which critical characteristics have been identified which must be controlled to ensure the required level of integrity.											
(b)若型式設計包含關鍵零件，則關鍵零件須建立清單。所有關鍵零件的特性、製程、設計變更及製程變更皆須管制，以符合 Part 21 的品質保證需求(參照 AMC CS-LURS 602) (b) If the type design includes critical parts, a critical parts list shall be established. Procedures shall be established to define the critical design characteristics, identify processes that affect those characteristics, and identify the design change and process change controls necessary for showing compliance with the quality assurance requirements of Part-21.(See AMC CS-LURS.602)											
CS-LURS 603 材料 CS-LURS.603 Materials											
當零件採用之材料若其失效會嚴重影響安全時，此材料之適用性及耐久性必須： (a) 藉由使用經驗或測試結果建立資料清單 The suitability and durability of materials used for parts, the failure of which could adversely affect safety, must -											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) Be established on the basis of experience or tests;											
(b)符合已核定之規範，其強度滿足設計所需之強度需求 (b) Meet approved specifications that ensure their having the strength and other properties assumed in the design data; and											
(c)考量環境因素的影響，諸如飛行時的溫度濕度等狀況 (c) Take into account the effects of environmental conditions, such as temperature and humidity, expected in service.											
CS-LURS 605 製造方法 CS-LURS.605 Fabrication methods											
(a)製造的方法必須能生產強度均一的結構，如果製程需要精密的控制，諸如膠合、銲接、熱處理等，則此製程必須依核定的製程規範執行驗證 (a) The methods of fabrication used must produce consistently sound structures. If a fabrication process, such as gluing, spot welding, or heat-treating, requires close control to reach this objective, the process must be performed according to an approved process specification.											
(b)所有新的製造方法皆須藉由測試計畫證明其符合性 (b) Each new aircraft fabrication method must be substantiated by a test program.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS 607 緊固件 CS-LURS.607 Fasteners											
(a)每一個可拆式的螺桿、螺栓、螺帽、插銷或其他緊固件，若其失效會危及旋翼機安全操作時，則此緊固件必須採用兩個分開鎖固的方式且此緊固件及其鎖固裝置不可因為環境因素而影響其特性 (a) Each removable bolt, screw, nut, pin, or other fastener whose loss could jeopardize the safe operation of the rotorcraft must incorporate two separate locking devices. The fastener and its locking devices may not be adversely affected by the environmental conditions associated with the particular installation.											
(b)除非使用非摩擦緊固裝置，否則在旋翼機的旋轉件上一定必須使用自鎖螺帽 (b) No self-locking nut may be used on any bolt subject to rotation in operation unless a non-friction locking device is used in addition to the self-locking device.											
CS-LURS 609 結構保護 CS-LURS.609 Protection of structure											
直昇機之每一個零件必須- (a)適度的防護以確保在任何情況下皆能保證此結構不致劣化或失去其應有的強度該些情況包括-											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(1) 氣候; (2) 腐蝕;和 (3) 磨損;和 Each part of the structure must- (a) Be suitably protected against deterioration or loss of strength in service due to any cause, including- (1) Weathering; (2) Corrosion; and (3) Abrasion; and											
(b)針對腐蝕性可燃性或有毒之液體須提供通風或可洩漏之裝置以避免其蓄積 (b) Have provisions for ventilation and drainage where necessary to prevent the accumulation of corrosive, flammable, or noxious fluids.											
CS-LURS 611 檢驗規定 CS-LURS.611 Inspection provisions											
每個需要執行詳細檢驗之零件必須針對下列檢查提出檢驗方法 (a) 例行性檢查; There must be means to allow the close examination of each part that requires-											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) Recurring inspection;											
(b)定位校準或功能測試的調整 (b) Adjustment for proper alignment and functioning;											
(c) 潤滑。或 (c) Lubrication. Or											
(d) 上架和下架。 (d) Rigging and de-rigging.											
CS-LURS. 613 材料強度特性和設計值(參照 AMC CS-LURS 613) CS-LURS.613 Material strength properties and design values (See AMC CS-LURS.613)											
(a)材料強度特性需依材料規範執行多次的試驗利用統計的基礎建立正確的設計值 (a) Material strength properties must be based on enough tests of material meeting specifications to establish design values on a statistical basis.											
(b)設計值的選用須確保該結構不受材質之變化而影響其應有的強度。(參照 AMC CS-LURS 613 (b)。 (b) The design values must be chosen so that the probability of any structure being under-strength because of material variations is extremely remote. (See AMC CS-LURS.613(b).)											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c)當重要的零件或結構於正常操作下若須考量溫度的影響時則須將溫度效應影響納入考量。(參照 AMC CS-LURS. 613 (c)。 (c) Where the temperature attained in an essential component or structure in normal operating conditions has a significant effect on strength, that effect must be taken into account. (See AMC CS-LURS.613(c).)											
CS-LURS 615 設計特性(參照 AMC CS-LURS 615) CS-LURS.615 Design properties (See AMC CS-LURS.615)											
(a)設計特性可使用於下列條件: (1)當負載是由單一主受力元件承受再分散至其它結構時,主受力元件的失效將導致整體結構整體結構強度，則須滿足"A"欄之最小保證機械特徵值 (2)當負載是由數個受力元件承受再分散至其它結構時,其中各個元件的失效仍能將施加的負載安全地分配到其他承載構件，可以基於 90%概率("B"值)來設計。 (3)"A"與"B"欄值之定義如下: (i) "A"值是一個標準值，超過該值，至少預期 99%的數值落在 95%的信賴區間中。 (ii)"B"值是一個標準值，超過該值，至少預期 95%的數值落在 90%的信賴區間中。 (a) Design properties may be used subject to the following conditions: (1) Where applied loads are eventually distributed through a single member within an assembly,											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
the failure of which would result in the loss of the structural integrity of the component involved, the guaranteed minimum design mechanical properties ("A" values) must be met. (2) Redundant structures, in which the failure of the individual elements would result in applied loads being safely distributed to other load carrying members, may be designed on the basis of the 90 % probability ("B" values). (3) "A" and "B" values are defined as follows: (i) An "A" value is a value above which at least 99 % of the population of values is expected to fall with a confidence of 95 %. (ii) A "B" value is a value above which at least 90 % of the population of values is expected to fall with a confidence of 95 %.											
(b) 如果對材料進行“優質選擇”，在使用前對每個單獨項目的樣品進行測試，以確定實際強度，則可以使用大於(a)項要求的保證最小值的設計值。該特定項目的屬性將等於或超過設計中使用的屬性。 (b) Design values greater than the guaranteed minimums required by sub-paragraph (a) may be used if a "premium selection" of the material is made in which a specimen of each individual item is tested before use to determine that the actual strength properties of that particular item will equal or exceed those used in design.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 如果獲得足夠的測試數據以允許概率分析顯示 90％或更多元素將等於或超過允許值，則可省略結構項目(如板材，板材組合和鉚接接頭)的材料修正係數。選定的設計值。(參照 AMC CS-LURS 615) (c) Material correction factors for structural items such as sheets, sheet-stringer combinations, and riveted joints, may be omitted if sufficient test data are obtained to allow a probability analysis showing that 90 % or more of the elements will equal or exceed allowable selected design values. (See AMC CS-LURS 615.)											
CS-LURS 619 特殊因子 CS-LURS.619 Special factors											
CS-LURS.303 中規定的安全係數必須乘以 CS-LURS.621 至-625 規定的最高相關特殊因素，對於結構的每個部分，其強度為- (a) 不確定; The factor of safety prescribed in CS-LURS.303 must be multiplied by the highest pertinent special factors prescribed in CS-LURS.621 to -625 for each part of the structure whose strength is - (a) Uncertain;											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 在正常更換之前可能會惡化; 或 (b) Likely to deteriorate in service before normal replacement; or											
(c) 由於製造工藝或檢驗方法的不確定性而存在明顯的可變性。 對於複材結構，應使用考慮材料可變性以及溫度和吸濕性影響的特殊測試因子。 (c) Subject to appreciable variability because of uncertainties in manufacturing processes or inspection methods. For composite structures, a special test factor which takes into account material variability and the effects of temperature and absorption of moisture shall be used.											
CS-LURS 621 鑄造因子 CS-LURS.621 Casting factors											
對於鑄件，其強度通過至少一個靜態試驗證實並且通過視覺方法檢查，必須施加 2.0 的鑄造係數。 如果通過對不少於三個樣品鑄件的測試證實減少，並且所有生產鑄件都經過批准的目視和射線照相檢查或經批准的等效非破壞性檢查方法，則該因子可以減少到 1.25。 For castings, the strength of which is substantiated by at least one static test and which are inspected by visual methods, a casting factor of 2.0 must be applied. This factor may be reduced to 1.25 providing the reduction is substantiated by tests on not less than three sample castings and all production castings are subjected to an approved visual and radiographic inspection or an approved equivalent nondestructive inspection methods.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS 623 軸承因子 CS-LURS.623 Bearing factors											
(a) 除(b)項規定的情況外，每個具有間隙(自由配合)且受到衝擊或振動的部件必須具有足夠大的軸承係數，以提供正常相對運動的影響。 (a) Except as provided in sub-paragraph (b), each part that has clearance (free fit), and that is subject to pounding or vibration, must have a bearing factor large enough to provide for the effects of normal relative motion.											
(b) 對於規定任何較大特殊因素的部件，不需要使用軸承係數。 (b) No bearing factor need be used on a part for which any larger special factor is prescribed.											
CS-LURS 625 搭接因子 CS-LURS.625 Fitting factors											
對於每個配件(用於將一個結構構件連接到另一個的部件或端子)，以下適用： (a) 對於其強度未經極限和極限負載試驗證實的每個配件，其中在試件和周圍結構中模擬實際應力條件，則必須對以下各部分施加至少 1.15 的鎖附係數： (1) 配件; (2) 附著手段; 和 (3) 連接件上的軸承。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
For each fitting (part or terminal used to join one structural member to another) the following apply: (a) For each fitting whose strength is not proven by limit and ultimate load tests in which actual stress conditions are simulated in the fitting and surrounding structures, a fitting factor of at least 1.15 must be applied to each part of- (1) The fitting; (2) The means of attachment; and (3) The bearing on the joined members.											
(b) 基於綜合試驗數據(例如金屬電鍍連續接頭，焊接接頭和木材中的環狀接頭)，不需要使用搭接因子進行接頭設計。 (b) No fitting factor need be used for joint designs based on comprehensive test data (such as continuous joints in metal plating, welded joints, and scarf joints in wood).											
(c) 對於每個整體接頭，必須將該部件仍視為一個接頭，直到該構件成為標準件。 (c) For each integral fitting, the part must be treated as a fitting up to the point at which the paragraph properties become typical of the member.											
CS-LURS 629 顫振(參照 AMC CS-LURS 629) CS-LURS.629 Flutter (See AMC CS-LURS.629)											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
在每個適當的速度和功率條件下，旋翼飛行器的每個空氣動力學表面必須沒有顫振。 Each aerodynamic surface of the rotorcraft must be free from flutter under each appropriate speed and power condition.											
轉子 ROTORS											
CS-LURS. 653 轉子葉片的壓力通風和釋放 CS-LURS.653 Pressure venting and drainage of rotor blades											
(a) 每個轉子葉片－ (1) 必須有用於排出葉片內部壓力的裝置; (2) 必須為葉片提供排水孔; 和 (3) 葉片必須設計成防止水被困在其中。 (a) For each rotor blade- (1) There must be means for venting the internal pressure of the blade; (2) Drainage holes must be provided for the blade; and (3) The blade must be designed to prevent water from becoming trapped in it.											
(b) (a)(1)和(a)(2)分段不適用於能夠承受使用中預期的最大壓差的密封轉子葉片。 (b) Sub-paragraphs (a)(1) and (a)(2) do not apply to sealed rotor blades capable of withstanding											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
the maximum pressure differentials expected in service.											
CS-LURS 659 質量平衡 CS-LURS.659 Mass balance											
(a) 轉子及葉片必須在必要時進行質量平衡，以便— (1) 防止過度振動; 和 (2) 防止任何速度下的顫振直至最大前進速度。 (a) The rotors and blades must be mass balanced as necessary to- (1) Prevent excessive vibration; and (2) Prevent flutter at any speed up to the maximum forward speed.											
(b) 質量平衡裝置的結構完整性必須得到證實。 (b) The structural integrity of the mass balance installation must be substantiated.											
CS-LURS 661 轉子葉片間隙 CS-LURS.661 Rotor blade clearance											
轉子葉片和結構的其他部分之間必須有足夠的間隙，以防止葉片在任何操作條件下撞擊結構的任何部分。 There must be enough clearance between the rotor blades and other parts of the structure to											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
prevent the blades from striking any part of the structure during any operating condition.											
CS-LURS. 663 地面共振預防手段 CS-LURS.663 Ground resonance prevention means											
(a) 防止地面共振的裝置的可靠性必須通過分析和試驗，或可靠的服務經驗，或通過分析或試驗證明單一裝置的故障或失效不會引起地面共振。 (a) The reliability of the means for preventing ground resonance must be shown either by analysis and tests, or reliable service experience, or by showing through analysis or tests that malfunction or failure of a single means will not cause ground resonance.											
(b) 必須確定在使用期間可能的地面共振防止裝置的阻尼作用的變化範圍，並且必須在 CS-LURS.241 要求的試驗期間進行調查。 (b) The probable range of variations, during service, of the damping action of the ground resonance prevention means must be established and must be investigated during the test required by CS-LURS.241.											
控制系統 CONTROL SYSTEMS											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.671 通則 CS-LURS.671 General											
(a) 每個控制和控制系統必須以與其功能相適應的簡易，平穩和積極的方式運作。 (a) Each control and control system must operate with the ease, smoothness, and positiveness appropriate to its function.											
(b) 每個飛行控制系統的每個元件必須設計，或區別和永久標記，以盡量減少任何可能導致系統故障的錯誤裝配的可能性 (b) Each element of each flight control system must be designed, or distinctively and permanently marked, to minimize the probability of any incorrect assembly that could result in the malfunction of the system.											
CS-LURS 673 主要飛行控制 CS-LURS.673 Primary flight control											
主飛行控制是用於立即控制旋翼飛行器的俯仰，滾轉，偏航和垂直運動的控制。 Primary flight controls are those used for immediate control of pitch, roll, yaw, and vertical motion of the rotorcraft.											
CS-LURS 674 互聯控制 CS-LURS.674 Interconnected controls											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
對於在 CS-LURS.25 下確定的最大和最小重量之間的每個可能的加載條件，必須有加載指令，這可能導致重心超出 CS-LURS.27 規定的任何極限。 Each primary flight control system must provide for safe flight and landing and operate independently after a malfunction, failure, or jam of any auxiliary interconnected control.											
CS-LURS 675 停止 CS-LURS.675 Stops											
(a) 每個控制系統必須有止動裝置，以限制控制裝置的運動範圍。 (a) Each control system must have stops that positively limit the range of motion of the controls.											
(b) 每個止動裝置必須位於系統內，以使其控制的行程範圍不受以下情況的明顯影響— (1) 磨損; (2) 鬆弛;或 (3) 接受調整。 (b) Each stop must be located in the system so that the range of travel of its control is not appreciably affected by- (1) Wear; (2) Slackness; or (3) Take-up adjustment.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 每個擋塊必須能夠承受與系統設計條件相對應的負載。 (c) Each stop must be able to withstand the loads corresponding to the design conditions for the system.											
(d) 每個主轉子葉片－ (1) 必須提供適合於葉片設計的止擋，以限制葉片繞其鉸接點的行程; 和 (2) 除了啟動和停止轉子之外，必須有任何措施防止葉片在下降過程中撞到下垂止動器。 (d) For each main rotor blade- (1) Stops that are appropriate to the blade design must be provided to limit travel of the blade about its hinge points; and (2) There must be means to keep the blade from hitting the droop stops during any operation other than starting and stopping the rotor.											
CS-LURS 679 控制系統鎖 CS-LURS.679 Control system locks											
如果有一個設備將旋翼航空器固定在地面或水上，則必須有以下方法： (a) 當鎖定時，向 UA 飛行員發出明確的警告; 和 If there is a device to lock the control system with the rotorcraft on the ground or water, there must be means to-											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) Give unmistakable warning to the UA Pilot when the lock is engaged; and											
(b) 防止鎖定飛行。 (b) Prevent the lock from engaging in flight.											
CS-LURS 681 極限負載靜態測試 CS-LURS.681 Limit load static tests											
(a) 符合本 CS-LURS 的極限負載要求，必須以下述測試顯示─ (1) 試驗負載的方向在控制系統中產生最嚴重的負載; 和 (2) 包括用於將系統連接到主結構的每個配件，滑輪和支架。 (a) Compliance with the limit load requirements of this CS-LURS must be shown by tests in which- (1) The direction of the test loads produces the most severe loading in the control system; and (2) Each fitting, pulley, and bracket used in attaching the system to the main structure is included.											
(b) 必須證明（通過分析或單獨的負載試驗）符合受角運動影響的控制系統接頭的特殊係數要求。 (b) Compliance must be shown (by analyses or individual load tests) with the special factor											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
requirements for control system joints subject to angular motion.											
CS-LURS 683 操作測試 CS-LURS.683 Operation tests											
必須通過操作測試顯示，當控制系統加載的控制系統與系統指定的負載相對應時，系統不受以下情況的影響： (a) 干擾; It must be shown by operation tests that, when the controls are operated with the control system loaded to correspond with loads specified for the system, the system is free from- (a) Jamming;											
(b) 過度摩擦; 和 (b) Excessive friction; and											
(c) 過度偏轉。 (c) Excessive deflection.											
CS-LURS 685 控制系統詳細資訊 CS-LURS.685 Control system details											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 每個控制系統的每個細節必須設計成能防止貨物、有效負載、鬆散物體或水分凍結造成的干擾，擦傷和擠壓。 (a) Each detail of each control system must be designed to prevent jamming, chafing, and interference from cargo, payload, loose objects or the freezing of moisture.											
(b) 必須有辦法防止外國物體進入它們堵塞系統的地方。 (b) There must be means to prevent the entry of foreign objects into places where they would jam the system.											
(c) 必須有措施防止電纜或管子與其他部件相撞。 (c) There must be means to prevent the slapping of cables or tubes against other parts.											
(d) 電纜系統的設計必須如下： (1) 電纜，電纜配件，螺絲扣，接頭和滑輪必須是可接受的類型。 (2) 電纜系統的設計必須防止在任何工作條件和溫度變化的整個行程範圍內電纜張力發生任何危險變化。 (3) 在任何主要控制系統中，不得使用直徑小於 2.38 毫米（3/32 英寸）的電纜。 (4) 滑輪的種類和尺寸必須與使用它們的電纜相對應。(參見 AMC CS-LURS.685(d)(4))。 (5) 皮帶輪必須有緊密配合的防護裝置，以防止電纜移位或弄髒。 (6) 皮帶輪必須足夠靠近穿過電纜的平面，以防止電纜與皮帶輪法蘭摩擦。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(7) 沒有導纜器可能導致電纜方向變化超過 3°。 (8) 控制系統中不能使用任何受負載或運動影響且僅由開口銷保持的 U 形銷。 (9) 必須安裝與角運動部件相連的螺絲扣，以防止在整個行程範圍內發生碰撞。 (10) 每個導纜器，滑輪，終端及螺絲扣必須有目視檢查裝置。 (d) Cable systems must be designed as follows: (1) Cables, cable fittings, turnbuckles, splices and pulleys must be of an acceptable kind. (2) The design of the cable systems must prevent any hazardous change in cable tension throughout the range of travel under any operating conditions and temperature variations. (3) No cable smaller than 2.38 mm (three thirty-seconds of an inch) diameter may be used in any primary control system. (4) Pulley kinds and sizes must correspond to the cables with which they are used. (See AMC CS-LURS.685(d)(4)). (5) Pulleys must have close fitting guards to prevent the cables from being displaced or fouled. (6) Pulleys must lie close enough to the plane passing through the cable to prevent the cable from rubbing against the pulley flange. (7) No fairlead may cause a change in cable direction of more than 3°. (8) No clevis pin subject to load or motion and retained only by cotter pins may be used in the											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
control system. (9) Turnbuckles attached to parts having angular motion must be installed to prevent binding throughout the range of travel. (10) There must be means for visual inspection at each fairlead, pulley, terminal and turnbuckle.											
(e) 受角運動影響的控制系統接頭必須包含以下特殊因子，以確定用作軸承的最軟材料的極限承載強度： (1) 3.33 用於滾珠和滾子軸承系統以外的推拉系統。 (2) 2.0 用於電纜系統 (e) Control system joints subject to angular motion must incorporate the following special factors with respect to the ultimate bearing strength of the softest material used as a bearing: (1) 3.33 for push-pull system other than ball and roller bearing systems. (2) 2.0 for cable systems.											
(f) 對於控制系統接頭，不得超過製造商的滾珠和滾子軸承的靜態，非布氏硬度等級。 (f) For control system joints, the manufacturer's static, non-Brinell rating of ball and roller bearings must not be exceeded.											
CS-LURS 687 彈簧裝置 CS-LURS.687 Spring devices											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 每個控制系統彈簧裝置的故障可能導致顫動或其他不安全的特性必須是可靠的。 (a) Each control system spring device where failure could cause flutter or other unsafe characteristics must be reliable.											
(b) 必須通過模擬服務條件的測試來證明對(a)項的遵守情況。 (b) Compliance with sub-paragraph (a) must be shown by test simulating service conditions.											
CS-LURS 691 自轉控制機構 CS-LURS.691 Autorotation control mechanism											
如果實施自轉能力以滿足 CS-LURS.1412 的要求，則每個主旋翼槳葉槳距控制機構必須允許在停電後快速進入自轉。 If autorotation capability is implemented to fulfill the requirements out of CS-LURS.1412, each main rotor blade pitch control mechanism must allow rapid entry into autorotation after power failure.											
起落架 LANDING GEAR											
CS-LURS. 723 減震試驗 CS-LURS.723 Shock absorption tests											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
起落架的著陸慣性負載係數和備用能量吸收能力必須分別通過CS-LURS.725和727中規定的試驗或通過分析來證實。 這些測試必須在完整的旋翼航空器或底盤系統上進行，並保持適當的關係。 The landing inertia load factor and the reserve energy absorption capacity of the landing gear must be substantiated by the tests prescribed in CS-LURS.725 and 727, respectively or by analysis. These tests must be conducted on the complete rotorcraft or on undercarriage units in their proper relation.											
CS-LURS 725 極限落錘試驗(參照 AMC CS-LURS 725) CS-LURS.725 Limit drop test (See AMC CS-LURS.725)											
極限落錘測試必須按如下方式進行： (a)落錘高度必須─ (1) 從起落架的最低點到地面 330 毫米(13 英寸);或 (2) 任何較小的高度，不小於 203 毫米(8 英寸)，導致墜落接觸速度等於正常斷電著陸時地面接觸可能發生的最大可能下沉速度。 The limit drop test must be conducted as follows: (a) The drop height must be- (1) 330 mm (13 inches) from the lowest point of the landing gear to the ground; or											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) Any lesser height, not less than 203 mm (8 inches), resulting in a drop contact velocity equal to the greatest probable sinking speed likely to occur at ground contact in normal power-off landings.											
(b) 如果考慮，CS-LURS.473(a)中規定的轉子升力必須通過適當的能量吸收裝置或使用有效質量引入落錘試驗。 (b) If considered, the rotor lift specified in CS-LURS.473(a) must be introduced into the drop test by appropriate energy absorbing devices or by the use of an effective mass.											
(c) 每個起落架裝置必須以模擬著陸狀態的姿態進行試驗，從其吸收的能量的角度來看，這是至關重要的。 (c) Each landing gear unit must be tested in the attitude simulating the landing condition that is most critical from the standpoint of the energy absorbed by it.											
(d) 當使用有效質量表示符合(b)項時，可以使用下列公式代替更合理的計算： We = W [h +（1-L）d] / [h + d] N = nj [We / W] + L. We=落錘試驗中使用的有效重量(kg) W =(kg)，等於底盤單元上的靜態反應，旋翼飛機處於最關鍵的姿態。考慮到起落架反作用力和旋翼飛行器重心之間的力矩臂，可以使用合理的方法來計算反應。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
h =指定的自由落錘高度(mm)。 L =假設的轉子升力與旋翼機重量的比率。 d =起落架行程的垂直分量(mm)相對於下落質量。 n =極限慣性負載係數。 nj =在撞擊過程中產生的負載係數，用於落錘試驗中使用的質量(即，落錘試驗中記錄的加速度 dv / dt，加上 1.0)。 (d) When an effective mass is used in showing compliance with sub-paragraph (b), the following formula may be used instead of more rational computations: $We = W [h+(1-L)^{d}]/[h+d]$ $N = n_j [W_e/W] + L$ We = the effective weight to be used in the drop test (kg) W = (kg), equal to the static reaction on the undercarriage unit with the rotorcraft in the most critical attitude. A rational method may be used in computing the reaction, taking into consideration the moment arm between the undercarriage reaction and the rotorcraft centre of gravity. h = specified free drop height (mm). L = ratio of assumed rotor lift to the rotorcraft weight.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
d = the vertical component of the landing gear travel (mm) relative to the drop mass. n = limit inertia load factor. nj = the load factor developed, during impact, on the mass used in the drop test (i.e., the acceleration dv/dt in g recorded in the drop test plus 1.0).											
CS-LURS 727 儲備能量吸收落錘試驗 CS-LURS.727 Reserve energy absorption drop test											
儲備能量吸收落錘試驗必須按如下方式進行： (a) 落錘高度必須是 CS-LURS.725(a)中規定的 1.5 倍。 The reserve energy absorption drop test must be conducted as follows: (a) The drop height must be 1.5 times that specified in CS-LURS.725(a).											
(b) 轉子升力，如果以類似於 CS-LURS.725(b)規定的方式考慮，不得超過該分段允許的升力的 1.5 倍。 (b) Rotor lift, where considered in a manner similar to that prescribed in CS-LURS.725(b), may not exceed 1.5 times the lift allowed under that sub-paragraph.											
(c) 起落架必須經受此試驗而不會破壞。 起落架鼻輪、尾輪或主輪任一構件無法支撐旋翼飛行器於正確姿態，將造成起落架破壞，進而讓旋翼飛行器撞擊地面。 (c) The landing gear must withstand this test without collapsing. Collapse of the landing gear											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
occurs when a member of the nose, tail, or main gear will not support the rotorcraft in the proper attitude or allows the rotorcraft structure, other than the landing gear and external accessories, to impact the landing surface.											
CS-LURS 737 雪上滑行 CS-LURS.737 Skis											
每個滑雪板的最大極限額定負載必須等於或超過根據本 CS-LURS 適用的地面負載要求確定的最大極限負載。 The maximum limit load rating of each ski must equal or exceed the maximum limit load determined under the applicable ground load requirements of this CS-LURS.											
浮子和船體 FLOATS AND HULLS											
CS-LURS. 751 主浮力 CS-LURS.751 Main float buoyancy											
(a) 對於主要浮筒，必須超越支持旋翼航空器在淡水中的最大重量所需的浮力一 (1) 50%，單浮筒; 和 (2) 60%，多浮筒。 (a) For main floats, the buoyancy necessary to support the maximum weight of the rotorcraft in											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
fresh water must be exceeded by- (1) 50 %, for single floats; and (2) 60 %, for multiple floats.											
(b) 每個主浮子必須具有足夠的水密隔間，以便在任何單個主浮子隔間被淹沒時，主浮子將提供足夠穩定的餘量，以最大限度地減少傾覆的可能性。 (b) Each main float must have enough watertight compartments so that, with any single main float compartment flooded, the main floats will provide a margin of positive stability great enough to minimize the probability of capsizing.											
CS-LURS 753 主浮動設計 CS-LURS.753 Main float design											
(a) 袋子漂浮物。每個袋子漂浮物的設計必須能夠承受— (1) 要求在該浮子上進行認證的最大高度可能產生的最大壓差; 和 (2) CS-LURS.521(a)規定的垂直負載，沿著袋子的長度分佈在其投影面積的四分之三上。 (a) Bag floats. Each bag float must be designed to withstand- (1) The maximum pressure differential that might be developed at the maximum altitude for which certification with that float is requested; and (2) The vertical loads prescribed in CS-LURS.521(a), distributed along the length of the bag											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
over three-quarters of its projected area.											
(b) 剛性浮子。 每個剛性浮子必須能夠承受 CS-LURS.521 中規定的垂直，水平和側向負載。 這些負載可以沿浮子的長度分佈。 (b) Rigid floats. Each rigid float must be able to withstand the vertical, horizontal, and side loads prescribed in CS-LURS.521. These loads may be distributed along the length of the float.											
貨物裝載 CARGO ACCOMMODATIONS											
CS-LURS. 787 貨物或酬載艙 CS-LURS.787 Cargo and payload compartments											
(a) 除了 CS-LURS.561 的緊急著陸條件外，每個貨物和有效負載艙的設計必須符合其標示的最大內容物重量以及對應於規定的飛行和地面負載條件的適當最大負載係數的臨界負載分佈。 (a) Each cargo and payload compartment must be designed for its placarded maximum weight of contents and for the critical load distributions at the appropriate maximum load factors corresponding to specified flight and ground load conditions, except the emergency landing conditions of CS-LURS.561.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
防火 FIRE PROTECTION											
CS-LURS 855 貨物艙 CS-LURS.855 Cargo compartments											
(a) 每個貨艙必須由至少具有防火性能的材料製成或襯有。 (a) Each cargo compartment must be constructed of, or lined with, materials that are at least Fire Resistant.											
(b) 任何艙室均不得包含任何損壞或失效會影響安全操作的控制裝置、接線、管線、設備或配件，除非這些物品受到保護，以致— (a) 艙內貨物的移動不會損壞它們; 和 (b) 它們的破損或失效不會引起火災。 (b) No compartment may contain any controls, wiring, lines, equipment, or accessories whose damage or failure would affect safe operation, unless those items are protected so that- (a) They cannot be damaged by the movement of cargo in the compartment; and (b) Their breakage or failure will not create a fire hazard.											
CS-LURS 859 溫度控制系統 CS-LURS.859 Temperature control systems											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 通則。 飛行控制和其他關鍵系統所需的任何溫度控制系統必須能夠將這些關鍵系統的溫度保持在關鍵操作條件下為這些系統建立的限制內。 (a) General. Any temperature control system required by the flight control and other critical systems must be able to maintain the temperatures of those critical systems within the limits established for those systems under critical operating conditions.											
(b) 飛行控制或其他關鍵系統所要求的任何溫度控制系統，不得以妨礙這些關鍵系統功能的方式發生故障。 (b) Any temperature control systems required by the flight control or other critical systems must not fail in such a way that will interfere with the function of those critical systems.											
CS-LURS. 861 飛行控制和飛行結構的防火 CS-LURS.861 Fire protection of flight controls and flight structure											
結構、控制裝置、轉子機構以及受動力裝置火災影響的受控著陸所必需的其他部件必須是防火的或受到保護的，以便在任何可預見的動力裝置火災條件下至少可以執行其基本功能至少 5 分鐘。 Each part of the structure, controls, rotor mechanism, and other parts essential to a controlled landing that would be affected by powerplant fires must be fireproof or protected so they can perform their essential functions for at least 5 minutes under any foreseeable powerplant fire											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
conditions.											
CS-LURS 863 易燃流體防火 CS-LURS.863 Flammable fluid fire protection											
在每個易燃液體或蒸汽可能因流體系統洩漏而逸出的區域，必須有足夠的隔離，通風和排水形式的裝置，以盡量減少液體和蒸汽點燃的可能性，以及在點燃時確實發生了的危險 。 In each area where flammable fluids or vapours might escape by leakage of a fluid system, there must be means in the form of adequate segregation, ventilation and drainage, to minimize the probability of ignition of the fluids and vapours, and the resultant hazards if ignition does occur.											
電氣連接和雷電保護 ELECTRICAL BONDING AND LIGHTNING PROTECTION											
CS-LURS. 867 電氣連接和防雷擊和靜電(參照 AMC CS-LURS 867) CS-LURS.867 Electrical bonding and protection against lightning and static electricity (See AMC CS-LURS.867)											
(a) 必須保護 UAS 免受雷電和靜電的災難性影響。 必須進行閃電分析評估並與認證機構達成一致。 (a) The UAS must be protected against Catastrophic effects from lightning and static electricity. A lightning analysis assessment has to be carried out and agreed with the Certifying Authority.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 對於金屬部件，符合(a)項的規定可以表示為 (1) 將部件粘接並將其正確接地到機身上; 或 (2) 設計組件，其失效不會導致災難性事件。 (b) For metallic components, compliance with sub-paragraph (a) may be shown by (1) Bonding the components and grounding them properly to the airframe; or (2) Designing the components so that a strike will not result in a Catastrophic event.											
(c) 對於非金屬部件，符合(a)項的規定可以表示為 (1) 設計組件以盡量減少失效的影響; 或 (2) 採用可接受的方式轉移產生的電流，以免造成災難性事件 (c) For non-metallic components, compliance with sub-paragraph (a) may be shown by (1) Designing the components to minimize the effect of a strike; or (2) Incorporating acceptable means of diverting the resulting electrical current so as not to result in a Catastrophic event											
(d)必須有將旋翼航空器電氣連接到地面加油設備的規定 (d) There must be provisions for electrically bonding the rotorcraft to the ground fuelling equipment											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
雜項 MISCELLANEOUS											
CS-LURS 871 水平標記 CS-LURS.871 Leveling marks											
必須有參考標記用於在地面上調平旋翼飛行器。 There must be reference marks for leveling the rotorcraft on the ground.											
CS-LURS. 873 壓艙物規定 CS-LURS.873 Ballast provisions											
必須設計和構造壓載物，以防止在飛行中無意中移動壓載物。 Ballast provisions must be designed and constructed to prevent inadvertent shifting of ballast in flight.											

Subpart E：動力裝置 POWERPLANT

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
SUBPART E- 動力裝置 SUBPART E- POWERPLANT											
通則 General											
CS-LURS.901 安裝 CS-LURS.901 Installation											
(a) 就本部分而言，動力裝置包括旋翼航空器的每個部分(主轉子結構和輔助轉子結構除外) - (1) 於推進系統之必要性; (2) 影響主推進系統控制性; 或 (3) 影響主要系統於常規檢查或返廠維修期間外之安全性 (a) For the purpose of this part, the powerplant installation includes each part of the rotorcraft (other than the main and auxiliary rotor structures) that - (1) Is necessary for propulsion; (2) Affects the control of the major propulsive units; or											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(3) Affects the safety of the major propulsive units between normal inspections or overhauls.											
(b) 每個動力裝置及其安裝 - (1) 動力系統各元件及其安裝須適當架構，規劃及組裝，以確保於常規檢查及返廠維修期間，於核定之溫度及高度範圍內持續安全運作。 (2) 須具備檢修維護之便利性(如易進手/不干涉等)以維持適航需求 (3) 須具備內部電氣線束安排，以防止主要元件安裝與載具其他電器元件可能產生之潛在影響; (4) 除能證明錯誤安裝絕無可能啟動運作外，須設計預警裝置以降低組件或裝置不當安裝影響載具安全運作。(參照 AMC CS-LURS. 901.) (b) For each powerplant and its installation - (1) Each component of each powerplant and its installation must be constructed, arranged, and installed to ensure its continued safe operation between normal inspections or overhauls for the range of temperature and altitude for which approval is requested; (2) Accessibility must be provided to allow any inspection and maintenance necessary for continued airworthiness; (3) Electrical interconnections must be provided to prevent differences of potential between											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
major components of the installation and the rest of the rotorcraft; (4) Design precautions must be taken to minimize the possibility of incorrect assembly of components and equipment essential to safe operation of the rotorcraft, except where operation with the incorrect assembly can be shown to be extremely improbable. (See AMC CS-LURS.901.)											
(c) 安裝須遵照 - (1) CS-LURS.903(a)所定義下之相關法規中所律定之引擎安裝說明; 及 (2) 本章節之適用條款。(參照 AMC CS-LURS 901 (c)) (c) The installation must comply with - (1) The instructions for installing the engine required in the relevant code defined under CS-LURS.903(a); and (2) The applicable provisions of this Subpart. (See AMC CS-LURS 901(c).)											
CS-LURS.903 發動機 CS-LURS.903 Engines											
引擎必須符合附錄 B 規範 (參照 AMC CS-LURS. 903 (a)。 (a) 引擎型態認證須符合： (1) 本 CS-LURS 附錄 B 的規範。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) 內燃機引擎則採用 CS-VLR 附錄 B 的規範。 The engines must meet the specifications of Appendix B. (See AMC CS-LURS.903(a).) (a) The engines must be type certified under: 1. The specifications of Appendix B to this CS-LURS. 2. For combustion engines the specifications of Appendix B to CS-VLR can be applied											
(b) 發動機或驅動系統冷卻風扇葉片保護。 (1) 如安裝發動機或轉子驅動系統具冷卻風扇，於風扇葉片失效時，須具保護旋翼載具安全著陸之方式。如下列證明 (i) 失效時風扇葉片不得脫離; (ii) 各風扇組不得分離，使故障危及飛安;或 (iii)各風扇葉片負載須可承因下列受操作限制下之 1.5 倍之離心力： (A) 引擎直驅風扇 - (1) 引擎最高轉速無法控制;或 (2) 具超速限制裝置。 (B) 對於由轉動元件驅動的風扇，最大驅動轉速依實際操作需求,包含瞬時之加減速。 (2) 除執行 CS-LURS.571 疲勞評估外，於載具實際操作區間內，冷卻風扇不得發生共振現象。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(3) 渦輪引擎安裝: 渦輪引擎之安裝，其動力系統相關之引擎控制裝置、系統及儀電裝置設計須能有效確保其引擎超作限制內，不得影響渦輪轉子結構之完整性。 (b) Engine or drive system cooling fan blade protection. (1) If an engine or rotor drive system cooling fan is installed, there must be a means to protect the rotorcraft and allow a safe landing if a fan blade fails. This must be shown by showing that – (i) The fan blades are contained in case of failure; (ii) Each fan is located so that a failure will not jeopardize safety; or (iii) Each fan blade can withstand an ultimate load of 1.5 times the centrifugal force resulting from operation limited by the following: (A) For fans driven directly by the engine-- (1) The terminal engine r.p.m. under uncontrolled conditions; or (2) An over-speed limiting device. (B) For fans driven by the rotor drive system, the maximum rotor drive system rotational speed to be expected in service, including transients. (2) Unless a fatigue evaluation under CS-LURS.571 is conducted, it must be shown that cooling fan blades are not operating at resonant conditions within the operating limits of the rotorcraft. (3) Turbine engine installation. For turbine engine installations, the powerplant systems											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
associated with engine control devices, systems, and instrumentation must be designed to give reasonable assurance that those engine operating limitations that adversely affect turbine rotor structural integrity will not be exceeded in service.											
CS-LURS.907 發動機振動 CS-LURS.907 Engine vibration											
(a) 每具引擎安裝時，須防止產生對引擎本體或載具危害之振動。 (a) Each engine must be installed to prevent the harmful vibration of any part of the engine or rotorcraft.											
(b) 轉子及轉子驅動系統附件安裝不得使引擎轉動件承受過大的振動或振動應力(參見 AMC CS-LURS 907)。 (b) The addition of the rotor and the rotor drive system to the engines must not subject the principal rotating parts of the engine to excessive vibrations or vibration stresses (see AMC CS-LURS 907).											
(c) 轉子驅動系統的任何部分都不會受到過大的振動應力。 (c) No part of the rotor drive system may be subjected to excessive vibration stresses.											
轉子驅動系統 ROTOR DRIVE SYSTEM											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.917 設計 CS-LURS.917 Design											
(a) 每個轉子驅動系統需具一裝置，於發動機失效時可自動脫離引擎與主要及輔助轉動件連結。 (a) Each rotor drive system must incorporate a unit to automatically disengage any engine from the main and auxiliary rotors if that engine fails.											
(b) 轉子驅動系統規劃需考量引擎與其主要及附屬轉動件脫離後,在自動轉動狀況下,控制所需之轉動件可持續由主轉動件驅動運作 (b) Each rotor drive system must be arranged so that each rotor necessary for control in autorotation will continue to be driven by the main rotors after disengagement of the engine(s) from the main and auxiliary rotors.											
(c) 轉子驅動系統如採用扭矩限制裝置,則須滿足於該裝置運作時仍可持續控制旋翼載具。 (c) If a torque limiting device is used in the rotor drive system, it must be located so as to allow continued control of the rotorcraft when the device is operating.											
(d) 轉子驅動系統定義為具動力傳輸至引擎轉轉子根部所需之元件。 其中包括齒輪箱、轉軸、萬向接頭、耦合器、轉子煞車組件、離合器、轉動支撐軸承，所需之附件板或驅動器，以及連結安裝於轉子驅動系統之冷卻風扇。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(d) The rotor drive system includes any part necessary to transmit power from the engines to the rotor hubs. This includes gear boxes, shafting, universal joints, couplings, rotor brake assemblies, clutches, supporting bearings for shafting, any attendant accessory pads or drives, and any cooling fans that are a part of, attached to, or mounted on the rotor drive system.											
CS-LURS.921 轉子煞車系統 CS-LURS.921 Rotor brake											
如具獨立於發動機外之控制轉子驅動系統轉動方式，則須說明該方式或裝置之使用限制，並嚴密控管該方式或裝置使用,以防不當操作。 If there is a means to control the rotation of the rotor drive system independently of the engine, any limitations on the use of that means must be specified, and the control for that means must be guarded to prevent inadvertent operation.											
CS-LURS.923 轉子驅動系統和控制機構測試 CS-LURS.923 Rotor drive system and control mechanism tests											
(a) 依本段律定之測試元件須在試驗結束時仍處於可使用狀態。不得執行會影響測試結果之不當拆卸。 (a) Each part tested as prescribed in this paragraph must be in a serviceable condition at the end of the tests. No intervening disassembly which might affect test results may be conducted.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 轉子驅動系統及控制機構須經 50 小時以上或律定第一次返廠維修時間之測試，以較小者為準。須於旋翼載具裝機實測，扭矩須由所安裝的轉子吸收。如地面或飛行試驗室具適當之扭力吸收方式,其結構及振動足以模擬載具裝機實測情況者,得於實驗室執行。 (b) Each rotor drive system and control mechanism must be tested for not less than 50 hours or the specified time to the first overhaul of the engine, rotor drive system or control mechanism, whichever is less. The test must be conducted on the rotorcraft, and the torque must be absorbed by the rotors to be installed, except that other ground or flight test facilities with other appropriate methods of torque absorption may be used if the conditions of support and vibration closely simulate the conditions that would exist during a test on the rotorcraft.											
(c) (b)項規定測試之 60%須以不低於最大連續扭力及最大轉速運轉,以驗證最大連續扭力。主旋翼控制須設定在提供最大縱向週期之仰角變化位置以模擬直飛狀態。此條件下之輔助轉子控制則須設定於正常操作位置。 (c) A 60% part of the test prescribed in subparagraph (b) must be run at not less than maximum continuous torque and the maximum speed for use with maximum continuous torque. In this test, the main rotor controls must be set in the position that will give maximum longitudinal cyclic pitch change to simulate forward flight. The auxiliary rotor controls must be in the position for normal operation under the conditions of the test.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(d) (b)項規定測試之 30%須以不低於 75%最大連續轉矩及其最小轉速運轉,以驗證 75%最大連續扭力。於此測試條件下，主轉子控制和輔助轉子控制均需設定於正常操作位置。 (d) A 30% of the test prescribed in subparagraph (b) must be run at not less than 75% of maximum continuous torque and the minimum speed for use with 75% of maximum continuous torque. The main and auxiliary rotor controls must be in the position for normal operation under the conditions of the test.											
(e) (b)項規定測試之 10%須以不低於起飛扭力及其最大轉速運轉,以驗證起飛扭力。主轉子及輔助轉子控制需設定於垂直爬升正常位置。 (e) A 10% part of the test prescribed in subparagraph (b) must be run at not less than take-off torque and the maximum speed for use with take-off torque. The main and auxiliary rotor controls must be in the normal position for vertical ascent.											
(f) (c)和(d)律定之測試執行間隔時間至少 30 分鐘，不拘地測或飛試。(e)項規定之測試執行間隔時間至少 5 分鐘。 (f) The parts of the test prescribed in subparagraphs (c) and (d) must be conducted in intervals of not less than 30 minutes and may be accomplished either on the ground or in flight. The part of the test prescribed in sub-paragraph (e) must be conducted in intervals of not less than 5 minutes.											
(g) 在(c)、(d)和(e)項之測試，不超過兩小時時間內需執行一次發動機急停作業，以驗證發											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
動機及轉子驅動裝置自動脫離轉子連結。 (g) At intervals of not more than two hours during the tests prescribed in sub-paragraphs (c), (d) and (e), the engine must be stopped rapidly enough to allow the engine and rotor drive to be automatically disengaged from the rotors.											
(h) 在(c)項規定的運作條件下，須完成 250 個完整的橫向控制周期，250 個主轉子縱向控制的完整周期，以及各輔助轉子控制 250 個完整周期。一 “完整周期”指控制作業由中間到最大極限再到最小極限，然後返回到中立位置，如控制作業不需產生超過飛行中遇到的最大負載或運動的負載或拍打運動除外。操作周期可於(c)小段規定的試驗期間完成。 (h) Under the operating conditions specified in subparagraph (c), 250 complete cycles of lateral control, 250 complete cycles of longitudinal control of the main rotors, and 250 complete cycles of control of each auxiliary rotor must be accomplished. A "complete cycle" involves movement of the controls from the neutral position, through both extreme positions, and back to the neutral position, except that control movements need not produce loads or flapping motions exceeding the maximum loads or motions encountered in flight. The cycling may be accomplished during the testing prescribed in sub-paragraph (c).											
(i) 必須完成至少 100 次啟動離合器接合─ (1) 使轉動軸在離合器驅動面加速;和											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) 依申請人選定之速度和方法。 (i) At least 100 start-up clutch engagements must be accomplished- (1) So that the shaft on the driven side of the clutch is accelerated; and (2) Using a speed and method selected by the applicant.											
CS-LURS.927 附加測試 CS-LURS.927 Additional tests											
(a) 需執行凡能確保轉子驅動機制之安全所需之額外的動態，耐久和操作測試及振動研究。 (a) Any additional dynamic, endurance, and operational tests, and vibratory investigations necessary to determine that the rotor drive mechanism is safe, must be performed.											
(b) 如果輸出到變速器的渦輪發動機扭矩可能超過最高發動機或變速器扭矩額定值限制，並且該輸出不是由 LURS UA Pilot 在正常操作條件下(例如主發動機功率控制完成的情況下)直接控制的通過飛行控制)，必須進行以下測試： (1) 在與所有發動機運行相關的條件下，進行 200 次應用，每次應用 10 秒，扭矩至少等於下列值中的較小者： (i) 符合 CS 27.923 的最大扭矩加 10%;或 (ii) 發動機的最大可達到的扭矩輸出，假設扭矩限制裝置(如果有的話)正常運行。 (2) 對於與每個發動機相關的條件下的多發動機旋翼航空器依次變得不起作用，應用於剩											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
餘的變速器扭矩輸入，即在可能的操作條件下可達到的最大扭矩，假設扭矩限制裝置(如果有的話)正常運行。必須在此最大扭矩下測試每個變速箱輸入至少 15 分鐘。 (3) 本段規定的試驗必須在旋翼航空器上以試驗動力條件下的最大轉速進行，並且轉矩必須由待安裝的轉子吸收，但其他地面或飛行試驗設施除外。如果支撐和振動條件非常接近模擬旋翼航空器測試期間可能存在的條件，則可以使用其他適當的扭矩吸收方法。 (b) If turbine engine torque output to the transmission can exceed the highest engine or transmission torque rating limit, and that output is not directly controlled by the LURS UA Pilot under normal operating conditions (such as where the primary engine power control is accomplished through the flight control), the following test must be made: (1) Under conditions associated with all engines operating, make 200 applications, for 10 seconds each, of torque that is at least equal to the lesser of: (i) The maximum torque used in meeting CS 27.923 plus 10%; or (ii) The maximum attainable torque output of the engines, assuming that torque limiting devices, if any, function properly. (2) For multi-engine rotorcraft under conditions associated with each engine in turn becoming inoperative, apply to the remaining transmission torque inputs, the maximum torque attainable under probable operating conditions, assuming that torque limiting devices, if any, function											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
properly. Each transmission input must be tested at this maximum torque for at least 15 minutes. (3) The tests prescribed in this paragraph must be conducted on the rotorcraft at the maximum rotational speed intended for the power condition of the test and the torque must be absorbed by the rotors to be installed, except that other ground or flight test facilities with other appropriate methods of torque absorption may be used if the conditions of support and vibration closely simulate the conditions that would exist during a test on the rotorcraft.											
(c) 須測試驗證轉子驅動系統能於轉子驅動之主油壓系統失效後,以自動旋轉條件下運作 15 分鐘。 (c) It must be shown by tests that the rotor drive system is capable of operating under auto-rotative conditions for 15 minutes after the loss of pressure in the rotor drive primary oil system.											
CS-LURS.931 轉軸臨界速度 CS-LURS.931 Shafting critical speed											
(a) 轉軸臨界速度須經實測驗證，如該特定設計已具可靠分析方法，方可採用該分析方法進行。 (a) The critical speeds of any shafting must be determined by demonstration, except that analytical methods may be used if reliable methods of analysis are available for the particular											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
design.											
(b) 如臨界速度發生於怠速，啟動及自動旋轉條件之操作邊界附近，則該速度下之應力必須在安全範圍內。 須通過測試驗證。 (b) If any critical speed lies within, or close to, the operating ranges for idling, power-on, and auto-rotative conditions, the stresses occurring at that speed must be within safe limits. This must be shown by tests.											
(c) 如分析方法顯示臨界速度不在容許的操作範圍內，則計算之臨界速度與操作範圍間之裕度須足以涵蓋計算值和實際值之間的可能變化。 (c) If analytical methods are used and show that no critical speed lies within the permissible operating ranges, the margins between the calculated critical speeds and the limits of the allowable operating ranges must be adequate to allow for possible variations between the computed and actual values.											
CS-LURS.935 轉軸接頭 CS-LURS.935 Shafting joints											
於正常運作所需潤滑之萬向接頭，滑動接頭和其他轉軸接頭，務須提供潤滑。 Each universal joint, slip joint, and other shafting joints whose lubrication is necessary for											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
operation must have provision for lubrication.											
CS-LURS.939 渦輪發動機的操作特性 CS-LURS.939 Turbine engine operating characteristics											
(a) 須於飛行中確認渦輪發動機之操作特性，於引擎及載具之正常或緊急操作限制範圍內，不得產生具危害程度之不利特性(如失速,湧振,熄火)。 (a) Turbine engine operating characteristics must be investigated in flight to determine that no adverse characteristics (such as stall, surge, or flameout) are present, to a hazardous degree, during normal and emergency operation within the range of operating limitations of the rotorcraft and of the engine.											
(b) 渦輪發動機進氣系統不可因正常操作之進氣畸變而引起對發動機有害的振動。 (b) The turbine engine air inlet system may not, as a result of airflow distortion during normal operation, cause vibration harmful to the engine.											
(c) 對於調速器控制的發動機，必須證明驅動系統不因相關動力，轉速和控制偏差之關鍵組合而產生具危害扭轉不穩定性。 (c) For governor-controlled engines, it must be shown that there exists no hazardous torsional instability of the drive system associated with critical combinations of power, rotational speed,											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
and control displacement.											
燃油系統 FUEL SYSTEM											
CS-LURS.951 通則 CS-LURS.951 General											
(a)為滿足引擎正常運作之功能性，各燃油系統建構須符合定量定壓條件，以杜絕氣鎖效應致使空氣進入燃油系統。 (a) Each fuel system must be constructed and arranged to ensure a flow of fuel at a rate and pressure established for proper engine functioning under any normal operating condition and must be arranged to minimize the occurrence of vapour lock and to prevent introducing air into the system.											
(b) 燃油系統設計須注意燃油泵一次只能對單一油箱抽油。重力供油系統亦同，一次只能由單一油箱供油。若多油箱具等壓調控內管連結裝置，平均供油則不在此限。 (b) The fuel system must be arranged so that no fuel pump can draw fuel from more than one tank at a time. Gravity feed systems must not supply fuel to the engine from more than one tank at a time, unless the airspaces are interconnected in a manner to ensure that all interconnected											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
tanks feed equally.											
(c) 壓縮點火型態之引擎，燃油系統油量及壓力區間須能以常溫 27ºC (80ºF)之燃油含水量每公升 0.198cc（每加侖 0.75 cc，每英制加侖 0.899cc）並冷卻以符合結冰臨界條件下持續運作。 (c) Each fuel system for a compression ignition engine must be capable of sustained operation throughout its flow and pressure range with fuel initially saturated with water at 27ºC (80ºF) and having 0.198 cc of free water per liter (0.75 cc per US gallon, 0.899 cc per Imperial gallon) added and cooled to the most critical condition for icing likely to be encountered in operation.											
(d) 電力驅動引擎應用時，燃油系統係指電力次系統 (d) Fuel system is to be interpreted as the electrical power subsystem for electrical engine applications											
CS-LURS.954 燃油系統防雷擊 (新) CS-LURS.954 Fuel system lightning protection (New)											
燃油系統設計須能防止油氣於下列情況自燃 - (a) 於高放電區域之直接雷擊; The fuel system must be designed and arranged to prevent the ignition of fuel vapor within the											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
system by-- a) Direct lightning strikes to areas having a high probability of stroke attachment;											
b) 閃電分支之雷擊;或 b) Swept lightning strokes to areas where swept strokes are highly probable; or											
(c) 燃油排氣孔之油氣揮發及噴流 c) Corona and streamering at fuel vent outlets											
CS-LURS.955 燃油流量 CS-LURS.955 Fuel flow											
(a) 通則. 燃油系統須能依本節律定之燃油流量供油並提供化油器或注油器注油之額定壓力，於臨界高度驗證其供油能力及備用油量 可於適當系統模型進行模擬，及 (1)油箱燃油量，證明符合 CS-LURS.959 條款律定不得超過油箱備用油量。及 (2) 若有安裝流量計，於燃油流量測試時需阻斷燃油流量計，採旁流道供油。 (3) 依 CS-LURS 977 要求，油濾須能提供預期之最高前後壓差之阻絕 (a) General. The ability of the fuel system to provide fuel at the rates specified in this paragraph and at a pressure sufficient for proper carburetor or fuel injector operation must be shown in the attitude that is most critical with respect to fuel feed and quantity of unusable fuel. These											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
conditions may be simulated in a suitable mock-up. In addition:- (1) The quantity of fuel in the tank may not exceed the amount established as the unusable fuel supply for that tank under CS-LURS.959 plus that necessary to show compliance with this paragraph; and (2) If there is a fuel flow meter, it must be blocked during the flow test and the fuel must flow through the meter bypass. (3) The fuel filter required by CS-LURS. 977 must be blocked to other degree necessary to provide the highest foreseeable pressure across the filter.											
(b) 重力供油系統。 重力系供油統(主供油和副供油)燃油流量須為起飛時引擎燃油消耗量的 150%。 (b) Gravity Systems. The fuel flow rate for gravity systems (main and reserve supply) must be 150% of the take-off fuel consumption of the engine(s) it supplies with fuel..											
(c) 油泵系統。 各油泵系統(主供油及副供油)燃油流量須為起飛時引擎最大推力燃油消耗量的 125%。 此油耗量適用於所有引擎帶動之油泵/緊急油泵，並於起飛時確定油泵功能正常。 (c) Pump Systems. The fuel flow rate for each pump system (main and reserve supply) must be 125%of the take-off fuel consumption of the of the engine(s) it supplies with fuel at the											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
maximum power established for take-off. This flow rate is required for each primary engine-driven pump and each emergency pump, and must be available when the pump is running as it would during take-off.											
(d) 多油箱供油。 若引擎具多油箱供油功能，務須具備於平飛狀態單油箱油量耗盡之引擎失效，切換油箱供油，並於 10 秒內完成供油，重新回復完整動力輸出。 (d) Multiple fuel tanks. If any engine can be supplied with fuel from more than one tank, it must be possible, in level flight, to regain full power and fuel pressure to that engine in not more than 10 seconds after switching to any full tank after engine malfunctioning due to fuel depletion becomes apparent while the engine was being supplied from any other tank.											
CS-LURS.959 不可用的燃料供應 CS-LURS.959 Unusable fuel supply											
備用燃油量供應建立係採用確認之嚴重之供油故障發生時，該油箱供油為維持引擎運作及飛行操控之最低油量。 The unusable supply for each tank must be established as not less than the quantity at which the first evidence of malfunction occurs under the most adverse fuel feed condition occurring under any intended operations and flight maneuvers involving that tank.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.961 熱天狀況燃油系統運作 CS-LURS.961 Fuel system hot weather operation											
當室溫達 43°C(110°F)時，各吸式及其他形式之燃油系統須具有汽化形成之功能並經測試認證(在認證限度內)運作。 Each suction lift fuel system and other fuel systems with features conducive to vapor formation must be shown by test to operate satisfactorily (within certification limits) when using fuel at a temperature of 43°C (110° F) .											
CS-LURS.963 油箱: 通則 (參照 AMC LURS.963) CS-LURS.963 Fuel tanks: general (See AMC LURS.963)											
(a) 每個燃料箱必須能夠在不失效的情況下承受其在運行中可能承受的振動、慣性、流體和結構負載。 (a) Each fuel tank must be able to withstand, without failure, the vibration, inertia, fluid, and structural loads that it may be subjected to in operation.											
(b) 每個柔性油箱襯裡必須是可接受的類型。 (b) Each flexible fuel tank liner must be of an acceptable kind.											
(c) 全油箱必須有具適當之內部檢修維護設施 (c) Each integral fuel tank must have adequate facilities for interior inspection and repair.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(d) 依安全裕度，燃油箱中任何元件暴露表面最高溫度須小於燃油本身或燃氣的最低自燃溫度。需佐證所有油箱內元件於所有運作、失效或故障均能滿足此處之要求。 (d) The maximum exposed surface temperature of any component in the fuel tank must be less, by a safe margin, than the lowest expected auto-ignition temperature of the fuel or fuel vapour in the tank. Compliance with this requirement must be shown under all operating and all failure or malfunction conditions of all components inside the tank.											
(e) 依 CS-LURS.65(b)規定(參照 AMC LURS 963)，需提出適當防止油箱及燃油加熱超過最高溫度限制之措施。 (e) Means shall be provided to prevent fuel tanks and their contents being heated above the maximum temperature used to demonstrate compliance with CS-LURS.65(b). (See AMC LURS.963(e))											
CS-LURS.965 油箱試驗 CS-LURS.965 Fuel tank tests											
每個油箱必須能夠承受以下壓力而不會發生故障或洩漏： (a)對傳統不由載具結構支撐之金屬/非金屬壁面式油箱承壓 24 千帕。 Each fuel tank must be able to withstand the following pressure without failure or leakage: (a) For each conventional metal tank and non metallic tank with walls not supported by the											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
rotorcraft structure, a pressure of 24 kPa.											
(b) 對獨立油箱，在滿油箱條件下壓力承載依載具最大加速極限並當時之結構附載臨界限制制定。 (b) For each integral tank, the pressure developed during the maximum limit acceleration of the rotorcraft with a full tank, with simultaneous application of the critical limit structural loads.											
(c) 載具結構支撐之壁掛式非金屬油箱需依可接受之架構及材質建構，特定設計之第一具油箱於實際或模擬狀態下，承壓 14kPa。該支撐結構設計需滿足起飛或降落加減速變化並油壓承載之最大負荷量。 (c) For each non metallic tank with walls supported by the rotorcraft structure and constructed in an acceptable manner using acceptable basic tank material, and with actual or simulated support conditions, a pressure of 14 kPa, for the first tank of a specific design. The supporting structure must be designed for the critical loads occurring in the flight or landing strength conditions combined with the fuel pressure loads resulting from the corresponding accelerations.											
CS-LURS.967 油箱安裝 CS-LURS.967 Fuel tank installation											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 每個油箱具支撐，避免油箱負載集中。此外 (1) 必要時需安裝防摩墊，以防止油箱與支撐架發生摩擦; (2) 防摩墊材質需為非吸油性或非吸油處理，以免吸入燃油; (3) 如使用彈性內墊之油箱，需有支撐架以免除流體負載; (4) 彈性內墊相接之油箱內面需平滑，無凸點以致磨耗，除 (i) 凸點上襯墊已提供保護;或 (ii) 襯墊本身的構造提供了這種保護。 (5) 在所有操作條件下，必須在每個囊胞的蒸汽空間內保持正壓，除非顯示零壓力或負壓不會導致囊胞塌陷的特定情況;和 (6) 燃油(不是輕微溢出)或氣囊燃料電池坍塌的虹吸可能不是由於不正確的固定或燃油加註口蓋的損失造成的。 (a) Each fuel tank must be supported so that tank loads are not concentrated. In addition- (1) There must be pads, if necessary, to prevent chafing between each tank and its supports; (2) Padding must be non-absorbent or treated to prevent the absorption of fuel; (3) If flexible tank liner is used, it must be supported so that it is not required to withstand fluid loads; (4) Interior surfaces adjacent to the liner must be smooth and free from projection that could											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
cause wear, unless (i) Provisions are made for protection of the liner at those points; or (ii) The construction of the liner itself provides such protection. (5) A positive pressure must be maintained within the vapour space of each bladder cell under all conditions of operation except for a particular condition for which it is shown that a zero or negative pressure will not cause the bladder cell to collapse; and (6) Siphoning of fuel (other than minor spillage) or collapse of bladder fuel cells may not result from improper securing or loss of the fuel filler cap.											
(b) 油箱隔間需具排氣及洩漏功能，以防止易燃液體/氣體累積。相連之油箱隔間均為旋翼載具整體結構一部分，亦需具有各自排氣及洩漏功能。 (b) Each tank compartment must be ventilated and drained to prevent the accumulation of flammable fluids or vapours. Each compartment adjacent to a tank that is an integral part of the rotorcraft structure must also be ventilated and drained.											
(c) 防火牆之引擎端不得安置燃油箱。燃油箱與防火牆間距至少 13 mm。引擎間隔後方通外界開口處之任何引擎艙蒙皮不得充做燃油箱壁。 (c) No fuel tank may be on the engine side of the firewall. There must be at least 13 mm of clearance between the fuel tank and the firewall. No part of the engine nacelle skin that lies											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
immediately behind a major air opening from the engine compartment may act as the wall of an integral tank.											
(d)所有油箱、油箱元件及油路系統需設計,位置分配及安裝,以滿足 CS-LURS.561 警及落地條件所述慣性力作用下之油料維持 (d) Fuel tanks, fuel tank components and fuel system components must be designed, located, and installed so as to retain fuel under the inertia forces prescribed for the emergency landing conditions in CS-LURS.561.											
CS-LURS.969 油箱膨脹空間 CS-LURS.969 Fuel tank expansion space											
各油箱需設定至少 2%油箱容量裕度為其膨脹空間，如載具以設置洩放孔則不需此項。於地面加油時,不可超出此裕度空間。 Each fuel tank must have an expansion space of not less than 2 % of the tank capacity, unless the tank vent discharges clear of the rotorcraft (in which case no expansion space is required). It must be impossible to fill the expansion space inadvertently with the rotorcraft in the normal ground attitude.											
CS-LURS.971 油箱油底殼 CS-LURS.971 Fuel tank sump											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 於地面及高空飛行時，各油箱需具有 0.1%油箱容量或 120cm3 容量之底盤，選擇大者，除- (1) 燃料系統已具有碗型沉澱池或沉澱室，具 25 cm3 容量且易於實施洩放。 (2) 各油箱洩放孔位置設置需符合於地面時，油箱各部水分能匯集於沉澱室以供排放。 (a) Each fuel tank must have a sump with an effective capacity, in the normal ground and flight attitudes, of 0.10 % of the tank capacity or 120 cm^3, whichever is greater, unless- (1) The fuel system has a sediment bowl or chamber that is accessible for drainage and has a capacity of 25 cm^3 (2) Each fuel tank outlet is located so that in the normal ground attitude, water will drain from all parts of the tank to the sediment bowl or chamber.											
(b) (a)項要求的每個底殼、沉澱池和沈積室排水管必須符合 CS-LURS.999(b)(1)、(2)和(3)的排水規定。 (b) Each sump, sediment bowl, and sediment chamber drain required by sub-paragraph (a) must comply with the drain provisions of CS-LURS.999(b)(1), (2) and (3).											
CS-LURS.973 油箱加油口連接 CS-LURS.973 Fuel tank filler connection											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 必須防止在加油過程中溢出的燃油進入油箱艙或旋翼航空器的任何部分而不是油箱本身。 (a) Fuel spilled during fuelling must be prevented from entering the fuel tank compartment or any part of the rotorcraft other than the tank itself.											
(b) 各油箱蓋須具氣密膠圈。 但為通氣目的或油錶油路安裝，在油箱蓋中可設置數個小開口。 (b) Each filler cap must provide a fuel-tight seal for the main filler opening. However, there may be small openings in the fuel tank cap for venting purposes or for the purpose of allowing passage of a fuel gauge through the cap											
CS-LURS.975 燃油箱通風口和化油器蒸汽噴口 CS-LURS.975 Fuel tank vents and carburetor vapour vents											
(a) 各燃油箱需於膨脹空間設置氣孔，以確保所有高空飛行條件下之通風效益。 各孔徑需具阻擋灰塵或冰雪功能。 (a) Each fuel tank must be vented from the top part of the expansion space so that venting is effective under all normal flight conditions. Each vent must minimize the probability of stoppage by dirt or ice.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 通風系統設計需具最小燃油外溢量以防止著陸或地面操作發生翻滾時，通風口成為火源。 (b) The venting system must be designed to minimize spillage of fuel through vents to an ignition source in the event of a rollover during landing or ground operation.											
CS-LURS.977 燃油濾網和過濾器 CS-LURS.977 Fuel strainer and filter											
(a) 油箱出口與化油器入口或注油器之間須安置燃油濾網。該燃油濾網須 - (1) 具確保引擎燃油系統功能不受損害能量(依引擎操作限制)，燃油污染(依顆粒大小和數量)大於引擎允許程度 ; 和 (2) 易於施行洩油及清潔。 (3) 安置沉積槽和洩油孔，但若濾網或過濾器易拆卸及洩油，則不需要排水孔。 (a) There must be a fuel filter between the tank outlet and the carburetor inlet or fuel injector. This fuel filter must - (1) Have the capacity (with respect to operating limitations established for the engine) to ensure that engine fuel system functioning is not impaired, with the fuel contaminated to a degree (with respect to particle size and quantity) that is greater than that established for the engine approval; and											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) Be easily accessible for draining and cleaning. (3) Have a sediment trap and drain except that it need not have a drain if the strainer or filter is easily removable for drain purposes.											
(b) 每個油箱的出口必須設有過濾器。該過濾器必須─ (1) 每厘米有 3 到 6 個網格; (2) 長度至少為油箱出口直徑的兩倍; (3) 直徑至少為油箱出口的直徑; 和 (4) 易於檢查和清潔。 (b) There must be a strainer at the outlet of each fuel tank. This strainer must- (1) Have 3 to 6 meshes per centimeter; (2) Have a length of at least twice the diameter of the fuel tank outlet; (3) Have a diameter of at least that of the fuel tank outlet; and (4) Be accessible for inspection and cleaning.											
用於推進的電力子系統 ELECTRICAL POWER SUBSYSTEM FOR PROPULSION											
CS-LURS.981 能量儲存、性能和指示 CS-LURS.981 Energy Storage, Performance and Indication											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 電池必須能夠在起始到結束的運行範圍內提供發動機和電氣設備所需的電壓和電流。 (a) The battery must be able to provide the necessary voltage and current required by the engine and electrical equipment throughout the complete operational envelope.											
(b) 電池組充電器必須被視為無人機系統的一部分。充電器必須具有故障和充電狀態指示燈。 (b) The battery pack charger must be considered part of the UAV system. The charger must have indicators for fault and charging status.											
CS-LURS.983 儲能、安全 CS-LURS.983 Energy Storage, Safety											
(a) 在任何可能的充電或放電條件期間，或在極端偏遠時，充電或電池監控系統失效的任何故障期間，必須保持安全的電池溫度和壓力。電池安裝必須設計成在發生故障時排除因失效事件爆炸而產生的危險影響。 (a) Safe cell temperatures and pressures must be maintained during any probable charging or discharging condition, or during any failure of the charging or battery monitoring system not shown to be extremely remote. The battery installation must be designed to preclude Hazardous effect due to explosion in the event of those failures..											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 電池的設計必須考慮自我維持、發生不受控制的溫度或壓力升高問題。相關保護措施應按(a)執行。 (b) Design of the batteries must consider the occurrence of self-sustaining, uncontrolled increases in temperature or pressure. Associated protection means shall be implemented as per (a).											
(c) 在飛行載具上不可發生以下累積性危害：電池正常運行下爆炸或散發有毒氣體，或充電或電池監控系統失效，或在極端偏遠時電池安裝未顯示。 (c) No explosive or toxic gasses emitted by any battery in normal operation or as the result of any failure of the battery charging or monitoring system, or battery installation not shown to be extremely remote, may accumulate in hazardous quantities within the aircraft.											
(d) 電池安裝必須符合 CS LURS.863 的要求 (d) Battery installations must meet the requirements of CS LURS.863											
(e) 電池不可逸出腐蝕性液體或氣體，避免損壞飛機的周圍結構或任何相鄰系統，設備或電線，以致發生故障條件造成不符合 CS LURS.1309(b)。 (e) No corrosive fluids or gasses that may escape from any battery may damage surrounding structure or any adjacent systems, equipment or electrical wiring, of the airplane in such a way as to cause a failure condition that is not compliant with CS LURS.1309 (b).											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(f) 每個電池裝置必須具有以下規定：防止電池或其單個電池芯發生短路，電池產生的最大熱量可能對結構或系統造成任何危險。 (f) Each battery installation must have provisions to prevent any hazardous effect on structure or essential systems that may be caused by the maximum amount of heat the battery can generate during a short circuit of the battery or of its individual cells.											
(g) 電池控制和監控系統必須具有自動功能，以控制電池的充電速率，以防止電池過熱或過度充電，並且， (1) 電池溫度感應和過溫警告系統，具有在溫度過高的情況下自動斷開充電裝置功能，或者， (2) 電池故障檢測和警告系統，具有在電池發生故障時自動將充電電源斷開功能。 (g) Battery control and monitoring system must have an automatic function to control the charging rate of the battery so as to prevent battery overheating or overcharging, and, (1) A battery temperature sensing and over-temperature warning system with a means for automatically disconnecting the battery from its charging source in the event of an over-temperature condition or, (2) A battery failure sensing and warning system with a means for automatically disconnecting the battery from its charging source in the event of battery failure.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(h) 任何電池安裝，其功能是飛機安全操作所必需的，必須包括監視和警告功能以提供給適當的機組成員，當電池的充電狀態(SOC)低於水平時，該功能將向適當的機組成員提供指示進行飛機調度。 (h) Any battery installation whose function is required for safe operation of the aircraft, must incorporate a monitoring and warning feature that will provide an indication to the appropriate flight crewmembers, whenever the state of charge (SOC) of the batteries have fallen below levels considered acceptable for dispatch of the aircraft.											
(i) CS LURS.1529 要求的持續適航指令必須包含在適當的時間間隔內測量電池容量的維護要求，以確保當電池安裝在飛機上，電池能夠在安全操作下，執行其所需的功能。持續適航指令還必須包含備用儲存的維護程序，防止更換電池造成損壞 SOC，此原因為電池應具有安全操作所需功能，但發生電池降低電荷保持能力或由於長時間存放所導致。 (i) The Instructions for Continued Airworthiness required by CS LURS.1529 must contain maintenance requirements for measurements of battery capacity at appropriate intervals to ensure that batteries whose function is required for safe operation of the aircraft will perform their intended function as long as the batteries are installed in the aircraft. The Instructions for Continued Airworthiness must also contain maintenance procedures for batteries in spares storage to prevent the replacement of batteries whose function is required for safe operation of											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
the aircraft, with batteries that have experienced degraded charge retention ability or other damage due to prolonged storage at low SOC											
CS-LURS.985 儲能、安裝 CS-LURS.985 Energy Storage, Installation											
(a) 電池安裝必須能夠承受適用的慣性負載。 (a) The battery installation must be able to withstand the applicable inertial loads.											
(b) 安裝規定、所有電池的環境和預期用途必須滿足電池製造商規定的所有性能，操作和安全要求。 (b) The installation provisions, the environment and the intended usage of all batteries must meet all performance, operating and safety requirements established by the battery manufacturer.											
(c) 必須有辦法將電池過熱/爆炸的風險降至最低(例如冷卻，溫度傳感器，主動式電池管理系統)。 (c) There must be means to minimize the risk of battery overheating/explosion (e.g. cooling, temperature sensor, active battery management system).											
(d) 每個子部分 G 的適用手冊中必須提供有關電池存儲，操作，處理，維護，安全限制和電池健康狀況的資訊。 (d) Information concerning battery storage, operation, handling, maintenance, safety limitations											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
and battery health conditions must be provided in the applicable manuals per subpart G.											
燃油系統元件 FUEL SYSTEM COMPONENTS											
CS-LURS.991 燃油泵 CS-LURS.991 Fuel pumps											
(a) 以下事項的失敗不得違反對 CS-LURS.955 的遵守; (1) 除經批准並安裝為型式認證發動機部件的泵外的任何一台泵; 或 (2) 泵運行所需的任何部件，對於發動機驅動的泵，或該泵供給的發動機除外。 (3) 任何燃油泵的操作不得影響發動機運轉，並造成危險，無論發動機功率或任何其他燃油泵的功能狀態如何。 (a) Compliance with CS-LURS.955 may not be jeopardized by failure of- (1) Any one pump except pumps that are approved and installed as parts of a type certificated engine; or (2) Any component required for pump operation except, for engine driven pumps, the engine served by that pump. (3) Operation of any fuel pump may not affect engine operation so as to create hazard, regardless											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
of the engine power or functional status of any other fuel pump.											
CS-LURS.993 燃油系統管線和接頭 CS-LURS.993 Fuel system lines and fittings											
(a) 必須安裝和支撐每條燃料管路，以防止過度振動並承受燃料壓力和加速飛行條件引起的負載。 (a) Each fuel line must be installed and supported to prevent excessive vibration and to withstand loads due to fuel pressure and accelerated flight conditions.											
(b) 連接到旋翼航空器部件的每根燃料管線之間可能存在相對運動，必須具有撓性。 (b) Each fuel line connected to components of the rotorcraft between which relative motion could exist must have provisions for flexibility.											
(c) 燃料管線中的每個撓性連接可能承受壓力，承受軸向負載的每個柔性連接必須使用柔性軟管組件。 (c) Each flexible connection in fuel lines that may be under pressure and subjected to axial loading must use flexible hose assemblies.											
(d) 每根軟管必須經過認證或必須證明適合特定用途。 (d) Each flexible hose must be approved or must be shown to be suitable for the particular											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
application.											
(e) 每個關斷閥及其控制裝置必須設計、定位和保護，以便在任何情況下可功能正常，像發動機起火狀況。 (e) Each shutoff valve and its control must be designed, located, and protected to function properly under any condition likely to result from an engine fire.											
CS-LURS.995 燃油閥 CS-LURS.995 Fuel valves											
(a) 必須有一個明顯，反應快速的閥門來關閉發動機的燃油。 (a) There must be a positive, quick-acting valve to shut-off fuel to the engine.											
(b) 如果有多個燃油供應源，則必須有來自每個來源的獨立供應裝置。 (b) Where there is more than one source of fuel supply there must be means for independent feeding from each source.											
(c) 任何防火牆的發動機側都沒有關斷閥。 (c) No shut-off valve may be on the engine side of any firewall.											
CS-LURS.999 燃油系統排水 CS-LURS.999 Fuel system drains											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 在每個燃油系統的最低點必須至少有一處可進行排水，以使旋翼航空器以任何預期使用的地面姿態完全排水 (a) There must be at least one accessible drain at the lowest point in each fuel system to completely drain the system with the rotorcraft in any ground attitude to be expected in service.											
(b) (a)段所規定的每次排水必須─ (1) 清除旋翼航空器的所有部件; (2) 採用手動或自動方式確保關閉位置的顯見關閉; 和 (3) 有一個易於維修且易於打開和關閉的排水閥。 (b) Each drain required by sub-paragraph (a) must- (1) Discharge clear of all parts of the rotorcraft; (2) Have manual or automatic means to assure positive closure in the off position; and (3) Have a drain valve that is readily accessible and which can be easily opened and closed.											
滑油系統 OIL SYSTEM											
CS-LURS.1011 發動機：通則 CS-LURS.1011 Engine: General											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 如果發動機設有獨立的滑油系統，則必須能夠為發動機提供適當數量的滑油，其溫度不得超過連續運行安全的最高溫度。 (a) If an engine is provided with an independent oil system it must be capable of supplying the engine with an appropriate quantity of oil at a temperature not exceeding the maximum established as safe for continuous operation.											
(b) 每個滑油系統必須具有足以滿足旋翼航空器耐久性的可用容量。 (b) Each oil system must have a usable capacity adequate for the endurance of the rotorcraft.											
(c) 如果發動機依賴燃/滑油混合物進行潤滑，則必須建立為其提供適當混合物的可靠方法。(參照 AMC CS-LURS 1011 (c)。 (c) If an engine depends upon a fuel/oil mixture for lubrication, then a reliable means of providing it with the appropriate mixture must be established. (See AMC CS-LURS.1011(c).)											
CS-LURS.1013 滑油箱 CS-LURS.1013 Oil tanks											
(a) 每個油箱必須得到支撐，以免油箱負載集中。此外— (1) 必要時必須有墊子，以防止每個油箱及其支撐之間發生摩擦; (2) 填料必須不吸水或經過處理以防止吸油; (3) 如果使用柔性油箱襯套，則必須對其進行支撐，以免承受流體負載;											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(4) 與襯墊相鄰的內表面必須光滑且沒有可能導致磨損的凸起，除非一 (i) 為在這些點保護管線作出規定;或 (ii) 襯裡本身的構造提供了這種保護。 (5) 在所有操作條件下，必須在每個囊胞的蒸汽空間內保持正壓，除非顯示零壓力或負壓不會導致囊胞塌陷的特定情況;和 (6) 虹吸油(除少量溢出)或囊胞塌陷可能不是由於加油蓋不正確固定或丟失造成的。 (7) 承受運行中預期的任何振動，慣性和流體負載 (a) Each oil tank must be supported so that tank loads are not concentrated. In addition- (1) There must be pads, if necessary, to prevent chafing between each tank and its supports; (2) Padding must be non-absorbent or treated to prevent the absorption of oil; (3) If flexible tank liner is used, it must be supported so that it is not required to withstand fluid loads; (4) Interior surfaces adjacent to the liner must be smooth and free from projection that could cause wear, unless- (i) Provisions are made for protection of the liner at those points; or (ii) The construction of the liner itself provides such protection. (5) A positive pressure must be maintained within the vapour space of each bladder cell under all											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
conditions of operation except for a particular condition for which it is shown that a zero or negative pressure will not cause the bladder cell to collapse; and (6) Siphoning of oil (other than minor spillage) or collapse of bladder oil cells may not result from improper securing or loss of the oil filler cap. (7) Withstand any vibration, inertia and fluid loads expected in operation											
(b) 每個儲罐室必須通風並排乾，以防止易燃液體或蒸氣積聚。與作為旋翼飛行器結構的組成部分的油罐與相鄰的每個隔室也必須通風和排水。 (b) Each tank compartment must be ventilated and drained to prevent the accumulation of flammable fluids or vapours. Each compartment adjacent to a tank that is an integral part of the rotorcraft structure must also be ventilated and drained.											
(c) 油位必須易於檢查，無需拆除任何整流罩部件(油箱檢修蓋除外)或必須使用任何工具。 (c) The oil level must be easy to check without having to remove any cowling parts (with the exception of oil tank access covers) or having to use any tools.											
(d) 如果油箱安裝在發動機艙內，則必須由防火材料製成，但如果系統的總油容量(包括油箱，管路和油槽)小於 5 升，則可以採用耐火材料製造。 (d) If the oil tank is installed in the engine compartment it must be made of fireproof material except that, if the total oil capacity of the system including tanks, lines and sumps is less than 5											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
liters, it may be made of fire resistant material.											
CS-LURS.1015 滑油箱測試 CS-LURS.1015 Oil tank tests											
每個油箱必須能夠承受以下壓力而不會洩漏： (a) 對於每個傳統的金屬罐和非金屬罐，其壁不由旋翼航空器結構支撐，壓力為 35 千帕。 Each oil tank must be able to withstand the following pressure without leakage : (a) For each conventional metal tank and non metallic tank with walls not supported by the rotorcraft structure, a pressure of 35 kPa.											
(b) 對於每個整體油箱，在滿載油箱的旋翼航空器的最大極限加速期間產生的壓力，同時施加臨界極限結構負載。 (b) For each integral tank, the pressure developed during the maximum limit acceleration of the rotorcraft with a full tank, with simultaneous application of the critical limit structural loads.											
(c) 對於每個非金屬罐，其壁由旋翼航空器結構支撐，並以可接受的方式使用可接受的基本罐材料構造，並且具有實際或模擬的支撐條件，對於特定設計的第一罐，壓力為 14kPa。支撐結構必須設計用於飛行中發生的臨界負載或著陸強度條件以及相應加速度產生的油壓負載。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) For each non metallic tank with walls supported by the rotorcraft structure and constructed in an acceptable manner using acceptable basic tank material, and with actual or simulated support conditions, a pressure of 14 kPa, for the first tank of a specific design. The supporting structure must be designed for the critical loads occurring in the flight or landing strength conditions combined with the oil pressure loads resulting from the corresponding accelerations.											
CS-LURS.1017 油管和接頭 CS-LURS.1017 Oil lines and fittings											
(a) 油管必須符合 CS-LURS.993 的燃油系統要求。 (a) Oil lines must comply with the fuel system requirements of CS-LURS. 993.											
(b) 呼吸管線。必須安排呼吸管線，以便— (1) 可能凍結和阻塞管線的冷凝水蒸氣或油不能隨時積聚; (2) 如果起泡，呼吸器排放不會構成火災危險; (3) 呼吸氣體不排入發動機進氣系統; (4) 通風口可防止被冰或異物堵塞。 (b) Breather lines. Breather lines must be arranged so that- (1) Condensed water vapour or oil that might freeze and obstruct the line cannot accumulate at any point;											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) The breather discharge will not constitute a fire hazard if foaming occurs; (3) The breather does not discharge into the engine air induction system; (4) The breather outlet is protected against blockage by ice or foreign matter.											
CS-LURS.1019 濾油器或過濾器 CS-LURS.1019 Oil strainer or filter											
動力裝置安裝中的每個濾油器或過濾器必須構造和安裝，以便在過濾器或過濾器元件完全堵塞的情況下，油將以正常速率流過系統的其餘部分。 Each oil strainer or filter in the powerplant installation must be constructed and installed so that oil will flow at the normal rate through the rest of the system with the strainer or filter element completely blocked.											
CS-LURS.1021 滑油系統洩放 CS-LURS.1021 Oil system drains											
必須提供一個洩放裝置(或排水管)，以便安全排放滑油系統。每個排水管必須 - (a) 易於獲取; 和 A drain (or drains) must be provided to allow safe drainage of the oil system. Each drain must – (a) Be accessible; and											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 具有手動或自動裝置，用於在關閉位置進行強制鎖定。 (b) Have manual or automatic means for positive locking in the closed position.											
CS-LURS.1027 變速箱和齒輪箱：通則 CS-LURS.1027 Transmissions and gearboxes: general											
(a) 變速箱和齒輪箱的壓力潤滑系統必須符合 CS-LURS.1013，-1015，-1017，-1021 和 -1337(d)的發動機滑油系統要求。 (a) Pressure lubrication systems for transmissions and gearboxes must comply with the engine oil system requirements of CS-LURS.1013, -1015, -1017, -1021 and –1337(d).											
(b) 每個壓力潤滑系統必須有一個濾油器或過濾器，所有潤滑劑都必須通過該過濾器或過濾器 - (1) 設計用於從潤滑劑中除去任何可能損壞傳動和驅動系統部件或阻礙潤滑劑流動到危險程度的污染物; (2) 在(b)(3)項所要求的旁路開啟時或之前，配備一種指示過濾器或過濾器污染物收集的裝置;和 (3) 須配備旁路，以便— (i) 潤滑劑將以正常速率流過系統的其餘部分，過濾器或過濾器完全堵塞;和 (ii) 通過旁路的適當位置使收集的污染物的釋放最小化，以確保收集的污染物不在旁路流											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
動路徑中。 (b) Each pressure lubrication system must have an oil strainer or filter through which all of the lubricant flows and must - (1) Be designed to remove from the lubricant any contaminant which may damage transmission and drive system components or impede the flow of lubricant to a hazardous degree; (2) Be equipped with a means to indicate collection of contaminations of the filter or strainer at or before opening of the bypass required by subparagraph (b)(3); and (3) Be equipped with a bypass constructed and installed so that- (i) The lubricant will flow at the normal rate through the rest of the system with the strainer or filter completely blocked; and (ii) The release of collected contaminants is minimized by appropriate location of the bypass to ensure that collected contaminants are not in the bypass flow path.											
(c) 對於為轉子驅動系統和轉子驅動系統部件提供潤滑的每個潤滑油箱或油底殼出口，必須提供一個篩網，以防止任何物體進入潤滑系統，從而阻礙潤滑劑從出口流向過濾器(b)分段規定的。(b)項的要求不適用於安裝在潤滑油箱或油底殼出口處的篩網。 (c) For each lubricant tank or sump outlet supplying lubrication to rotor drive system and rotor drive system components, a screen must be provided to prevent entrance into the lubrication											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
system of any object that might obstruct the flow of lubricant from the outlet to the filter required by sub-paragraph (b). The requirements of sub-paragraph (b) do not apply to screens installed at lubricant tank or sump outlets.											
(d) 轉子驅動系統齒輪箱的飛濺式潤滑系統必須符合 CS-LURS.1021 和.1337(d)。 (d) Splash-type lubrication systems for rotor drive system gearboxes must comply with CS-LURS.1021 and .1337(d).											
冷卻 COOLING											
CS-LURS.1041 通則 CS-LURS.1041 General											
(a) 每個動力裝置冷卻系統須能於認證所需求之臨界操作條件下，維持其元件符合所訂定之溫度限制並能正常關車。 需考慮之動力裝置元件包括(不限發動機相關)，轉子驅動系統部件及其相關之冷卻或潤滑液。 (a) Each powerplant cooling system must be able to maintain the temperatures of powerplant components within the limits established for these components under critical operating conditions for which certification is required and after normal shutdown. Powerplant components to be considered include but may not be limited to engines, rotor drive system											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
components, and the cooling or lubricating fluids used with these components.											
(b) 須依據(a)項所定條件執行測試驗證以符合該項規定。 (b) Compliance with sub-paragraph (a) must be shown in tests conducted under the conditions prescribed in that paragraph.											
CS-LURS.1043 冷卻試驗 CS-LURS.1043 Cooling tests											
(a) 通則。對於 CS-LURS.1041(b)中規定的試驗，以下適用： (1) 如果試驗是在偏離(b)項規定的最高環境大氣溫度的條件下進行的，則必須根據(c)和(d)所列執行記錄的動力裝置溫度修正，除有更合理的修正方法可供使用。 (2) 根據(a)(1)分段確定的校正溫度不得超過所訂限值。 (3) 冷卻試驗期間使用的燃料必須是發動機核可之最低等級，混合比設定須依一般飛行階段冷卻測試實施。 (4) 試驗程序必須符合 CS-LURS.1045 的規定。 (a) General. For the tests prescribed in CS-LURS.1041(b), the following apply: (1) If the tests are conducted under conditions deviating from the maximum ambient atmospheric temperature specified in sub-paragraph (b), the recorded powerplant temperatures											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
must be corrected under sub-paragraphs (c) and (d) unless a more rational correction method is applicable. (2) No corrected temperature determined under sub-paragraph (a)(1) may exceed established limits. (3) The fuel used during the cooling tests must be of the minimum grade approved for the engines, and the mixture settings must be those normally used in the flight stages for which the cooling tests are conducted. (4) The test procedures must be as prescribed in CS-LURS.1045.											
(b) 最高環境大氣溫度。須建立對應於至少 38°C(100°F)的海平面條件的最高大氣溫度。假設溫度下降率為 1.98°C(3.6°F)/ 305m（1000 英尺）海拔高度，直到-56.5°C(-69.7°F)的溫度，高於此高度，溫度被認為是恆定的在-56.5°C(-69.7°F(華氏度))。然而，對於嚴寒地區安裝，申請人可以選擇低於 38℃(100°F)海平面條件的最大環境大氣溫度。 (b) Maximum ambient atmospheric temperature. A maximum ambient atmospheric temperature corresponding to sea-level conditions of at least 38°C (100°F) must be established. The assumed temperature lapse rate is 1.98°C (3.6°F) per 305m (1000ft) of altitude above sea-level until a temperature of -56.5°C (-69.7°F) is reached, above which altitude the temperature is considered constant at -56.5°C (-69.7°F). However, for winterization installations, the applicant may select										

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
a maximum ambient atmospheric temperature corresponding to sea level conditions of less than 38°C (100°F).											
(c) 修正係數(氣缸筒除外)。除非有更合理的修正可用，否則引擎流體及動力元件(氣缸筒除外)溫度須經修訂以建置溫度限制,修訂方式係依該元件量測溫度加上外界最大溫度及冷卻測試元件最大溫度出現時之外界溫度差值。 (c) Correction factor (except cylinder barrels). Unless a more rational correction applies, temperature of engine fluids and powerplant components (except cylinder barrels) for which temperature limits are established, must be corrected by adding to them the difference between the maximum ambient atmospheric temperature and the temperature of the ambient air at the time of the first occurrence of the maximum component or fluid temperature recorded during the cooling test.											
(d) 氣缸溫度校正係數。氣缸溫度修正係將氣缸溫度加外界最大溫度及冷卻測試氣缸最大溫度發生時之外界溫度差值之 0.7 倍為修正值。 (d) Correction factor for cylinder barrel temperature. Cylinder barrel temperatures must be corrected by adding to them 0.7 times the difference between the maximum ambient atmospheric temperature and the temperature of the ambient air at the time of the first occurrence of the maximum cylinder barrel temperature recorded during the cooling test.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.1045 冷卻試驗程序 CS-LURS.1045 Cooling test procedures											
(a) 通則。對於各飛行階段，須於旋翼航空器進行冷卻測試 - (1) 冷卻功能最關鍵的配置;和 (2) 最嚴峻條件下之冷卻功能。 (a) General. For each stage of flight, the cooling tests must be conducted with the rotorcraft- (1) In the configuration most critical for cooling; and (2) Under the conditions most critical for cooling.											
(b) 溫度穩定性。為達成冷卻試驗目的，穩定溫度定義為溫度變化率低於每分鐘 1°C(1.8°F)時。以下組件和發動機流體穩定溫度規定適用： (1) 對於每個旋翼航空器，以及每個飛行階段 - (i) 於進入飛行階段測試點啟始前,溫度需達穩定條件;或 (ii) 如進測試點前不易達成溫度穩定，須於測試點執行前，先執行所有進入測試點前之操作，讓溫度達到當時自然穩定條件。 (2) 對於每個旋翼飛行器在起飛階段，起飛時的爬升須先執行一段時間定轉速運轉以穩定溫度。 (b) Temperature stabilization. For the purpose of the cooling tests, a temperature is "stabilized"											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
when its rate of change is less than 1°C (1.8°F) per minute. The following component and engine fluid temperature stabilization rules apply: (1) For each rotorcraft, and for each stage of flight - (i) The temperatures must be stabilized under the conditions from which entry is made into the stage of flight being investigated; or (ii) If the entry normally does not allow temperature to stabilize, operation through the full entry condition must be conducted before entry into the stage of flight being investigated in order to allow the temperatures to attain their natural levels at the time of entry. (2) For each rotorcraft during the take-off stage of flight, the climb at take-off power must be preceded by a period of hover during which the temperatures are stabilized.											
(c) 試驗時間。各飛行階段測試不得中斷，除非─ (1) 已取得穩定溫度或在記錄的最高溫度發生後 5 分鐘，視測試條件而定; (2) 該飛行階段測試已完成;或 (3) 達到操作限制。 (c) Duration of test. For each stage of flight the tests must be continued until- (1) The temperatures stabilize or 5 minutes after the occurrence of the highest temperature recorded, as appropriate to the test condition;											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) That stage of flight is completed; or (3) An operating limitation is reached.											
液體冷卻 LIQUID COOLING											
CS-LURS.1061 安裝 CS-LURS.1061 Installation											
(a) 通則。每個液冷發動機須安裝一個獨立的冷卻系統(包括冷媒箱)，以便 - (1) 每個冷卻液箱都具支撐結構可使油箱負載分佈在大部分油箱表面; (2) 水箱和支架間安裝軟性護墊，以防止碰撞摩擦。護墊須為非吸水(油)材料或經防燃油吸收處理;及 (3) 除可膨脹水箱外，灌裝期間或操作期間，系統的任何部分均不得夾帶空氣或蒸氣。 (a) General. Each liquid-cooled engine must have an independent cooling system (including coolant tank) installed so that - (1) Each coolant tank is supported so that tank loads are distributed over a large part of the tank surface; (2) There are pads between the tank and its supports to prevent chafing. Padding must be non-absorbent or must be treated to prevent the absorption of flammable fluids; and											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(3) No air or vapour can be trapped in any part of the system, except the expansion tank, during filling or during operation.											
(b) 冷卻液箱 (1) 每個冷卻液箱必須能夠承受運作中可能產生振動，慣性和流體負載。 (2) 每個冷卻液箱在正常地面姿態下的膨脹空間必須至少為總冷卻系統的 10%。 (3) 旋翼航空器在正常地面姿態下不可能填滿膨脹空間。 (b) Coolant tank (1) Each coolant tank must be able to withstand the vibration, inertia, and fluids loads to which it may be subjected in operation. (2) Each coolant tank must have an expansion space of at least 10% of the total cooling system in the normal ground attitude. (3) It must be impossible to fill the expansion space inadvertently with the rotorcraft in the normal ground attitude.											
(c) 注水接頭。每個冷卻液箱注水接頭必須按照 CS-LURS.1557(c)規定進行標記。此外 - (1) 外溢冷媒只能流入冷媒箱本身,須防止流入冷媒箱艙或旋翼機的任何部分;和 (2) 每個凹型注水接頭須有排放裝置，可排出旋翼飛機外。 (c) Filler connection. Each coolant tank filler connection must be marked as specified in											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.1557 (c). In addition - (1) Spilled coolant must be prevented from entering the coolant tank compartment or any part of the rotorcraft other than the tank itself; and (2) Each recessed coolant filler connection must have a drain that discharges clear of the rotorcraft.											
(d) 管線和套件。每個冷卻液系統管路和套件必須符合 CS-LURS.993 燃油系統管路規範, 但引擎冷媒進出管內徑不可小於其引擎端對應接頭之口徑。 (d) Lines and fitting. Each coolant system line and fitting must comply with the fuel system line requirements of CS-LURS. 993, except that the inside diameter of the engine coolant inlet and outlet lines may not be less than the diameter of the corresponding engine inlet and outlet connections.											
(e) 散熱器。每個冷卻散熱器須能承受通常可正常操作下產生之任何振動，慣性和冷媒壓力負載。及 - (1) 散熱器須具支撐結構，以供操作高溫產生之熱膨脹，並防止有害振動傳遞到散熱器;和 (2) 如使用易燃冷媒，需規劃散熱器進氣管位置，以防（在發生火災時）機艙內的火焰引燃散熱器。 (e) Radiators. Each coolant radiator must be able to withstand any vibration, inertia, and coolant											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
pressure load to which it may normally be subjected. In addition – (1) Each radiator must be supported to allow expansion due to operating temperatures and prevent the transmittal of harmful vibration to the radiator; and (2) If flammable coolant is used, the air intake duct to the coolant radiator must be located so that (in case of fire) flames from the nacelle cannot strike the radiator.											
(f) 冷媒排放孔。排放孔需易進手,可供 - (1) 於旋翼航空器處於正常地面姿態時，排乾整個冷卻系統（包括冷卻液箱，散熱器和發動機）; (2) 排放於機體外;和 (3) 可以完全鎖緊。 (f) Drains. There must be an accessible drain that – (1) Drains the entire cooling system (including the coolant tank, radiator, and the engine) when the rotorcraft is in the normal ground attitude; (2) Discharges clear of the entire rotorcraft; and (3) Has means to positively lock it closed.											
CS-LURS.1063 冷媒箱測試 CS-LURS.1063 Coolant tank test											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
每個冷媒箱必須符合 CS-LURS.965 油箱測試規範，但於 CS-LURS.965(a)律定之測試採須以相似測試取代。該測試採滿油箱條件下，最大加速度期間產生之壓力總和或 24kPa 的壓力（選用大者）再加上系統的最大工作壓力。 Each coolant tank must comply with the fuel tank test requirements of CS-LURS. 965, except that the test required by CS-LURS. 965 (a) must be replaced with a similar test using the sum of the pressure developed during the maximum ultimate acceleration with a full tank or a pressure of 24 kPa, whichever is greater, plus the maximum working pressure of the system.											
進氣系統 INDUCTION SYSTEM											
CS-LURS.1091 空氣進氣 CS-LURS.1091 Air induction											
(a) 發動機進氣系統須於認證需求之運作條件和操控下提供發動機所需的空氣。 (a) The air induction system for each engine must supply the air required by the engine under the operating conditions and manoeuvres for which certification is requested.											
(b) 每個冷空氣進氣系統開口必須在導流罩外，以防回火發生 (b) Each cold air induction system opening must be outside the cowling if backfire flames can emerge.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 如燃油累積於任何進氣系統中，則該系統須設有排放裝置以排放燃油於— (1) 旋翼載具外; 和 (2) 遠離排氣火焰的通路。 (c) If fuel can accumulate in any air induction system, that system must have drains that discharge fuel- (1) Clear of the rotorcraft; and (2) Out of the path of exhaust flames.											
CS-LURS.1093 進氣系統結冰防護 CS-LURS.1093 Induction system icing protection											
(a) 往復式和轉子引擎。其進氣系統須具有防止和去除結冰之方式或裝置。除非已經其他方式或裝置認證，否則須證明，在-1°的溫度下無可見濕氣的空氣中 C（30°F）且發動機處於最大連續功率之 75％ - (1) 採用傳統文氏管化油器的海平面發動機的載具都需安裝預熱器以提供 50°C(90°F)增溫量; (2) 採用化油器的海平面發動機的載具常用防結冰方式採用半罩備用空氣源，且預熱增溫供備用氣源口不低於對汽缸下游的發動機冷卻空氣所提供的預熱。 ; (3) 採用傳統文氏管化油器的高空飛行發動機的載具都需安裝預熱器以提供 50°C（90°F)											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
增溫量 67°C（120°F）增溫量;和 (4) 採用化油器的高空飛行發動機的載具常用防結冰方式採用預熱器以提供增溫量 - (i) 56°C（100°F）;或 (ii) 如採用流體除冰系統，至少 22°C（40°F）。 (a) Reciprocating and rotary engine. The engine air induction system must have means to prevent and eliminate icing. Unless this is done by other means, it must be shown that, in air free of visible moisture at a temperature of -1°C (30°F) and with the engine at 75 % of maximum continuous power- (1) Each rotorcraft with a sea-level engine using conventional venturi carburetors has a preheater that can provide a heat rise of 50°C (90 °F); (2) Each rotorcraft with a sea-level engine using carburetors tending to prevent icing has a sheltered alternate source of air, and that the preheat supplied to the alternate air intake is not less than that provided by the engine cooling air downstream of the cylinders; (3) Each rotorcraft with an altitude engine using conventional venturi carburetors has a preheater capable of providing a heat rise of 67 °C (120 °F); and (4) Each rotorcraft with an altitude engine using carburetors tending to prevent icing has a preheater that can provide a heat rise of-											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(i) 56 °C (100 °F); or (ii) If a fluid de-icing system is used, at least 22 °C (40 °F).											
(b) 機械增壓往復式和旋轉式引擎。對具機械增壓之發動機因空氣進入化油器前對空氣增壓，於各高度所產生之溫升可用以確定是否符合（a）段的要求,於各應用高度及操作條件下,其增壓溫升變化(因高度差異)滿足所需。 (b) Supercharged reciprocating and rotary engine. For an engine having a supercharger to pressurize the air before it enters the carburetor, the heat rise in the air caused by that supercharging at any altitude may be utilized in determining compliance with sub-paragraph (a) if the heat rise utilized is that which will be available, automatically, for the applicable altitude and operating condition because of supercharging.											
(c) 渦輪發動機 (1) 渦輪發動機及其進氣系統須操作於其飛行功率範圍內(包括怠速）不發生發動機或進氣系統元件積冰，導致不利引擎運轉或嚴重的動力或推力損失 - (i) 在 EASA CS-Definitions 規定的結冰條件下;和 (ii) 下雪(飄雪或風雪)天候,飛機操作於律定限制內 (2) 渦輪引擎須於地面怠速 30 分鐘,於其關鍵條件下,使用洩氣方式防止結冰,無不利條件,環境溫度在 15°F 到 30°F 之間，水滴形式的平均有效直徑不小於 20 微米，之後急推至起											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
飛動力或推力。於 30 分鐘怠速運轉期間,引擎可依認證機構認可方式,可周期性將轉速拉高至所設定之動力或推力。 (c) Turbine engines (1) Each turbine engine and its air inlet system must operate throughout the flight power range of the engine (including idling), without the accumulation of ice on engine or inlet system components that would adversely affect engine operation or cause a serious loss of power or thrust – (i) Under the icing conditions specified in EASA CS-Definitions; and (ii) In snow, both falling and blowing, within the limitations established for the aircraft for such operation. (2) Each turbine engine must idle for 30 minutes on the ground, with the air bleed available for engine icing protection at its critical condition, without adverse effect, in an atmosphere that is at a temperature between -9° and -1°C (between 15° and 30°F) and has a liquid water content not less than 0·3 grams per cubic meter in the form of drops having a mean effective diameter not less than 20 microns, followed by momentary operation at take-off power or thrust. During the 30 minutes of idle operation, the engine may be run up periodically to a moderate power or thrust setting in a manner acceptable to the Agency.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
排氣系統 EXHAUST SYSTEM											
CS-LURS.1121 通則 CS-LURS.1121 General											
對於每個排氣系統 - (a) 須能解決歧管和管路之熱膨脹; For each exhaust system – (a) There must be means for thermal expansion of manifolds and pipes;											
(b) 必能有效防止局部熱點發生; (b) There must be means to prevent local hot spots;											
(c) 廢氣不得排放於發動機進氣口，燃油系統部件和排油管; (c) Exhaust gases must discharge clear of the engine air intake, fuel system components, and drains;											
(d) 對排氣系統表面高溫足以點燃易燃液(汽)體之元件設計,須考量其位置安排或或屏蔽，以防任何傳輸可燃液(汽)體系統洩漏於排氣系統(含護罩)而引發火災。 (d) Each exhaust system part with a surface hot enough to ignite flammable fluids or vapours must be located or shielded so that leakage from any system carrying flammable fluids or											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
vapours will not result in a fire caused by impingement of the fluids or vapours on any part of the exhaust system including shields for the exhaust system.											
(e) 各排氣熱交換器須具防制因內熱交換器故障所造成排氣口阻塞之方式或裝置。 (e) Each exhaust heat exchanger must incorporate means to prevent blockage of the exhaust port after any internal heat exchanger failure.											
CS-LURS 1123 排氣管路 CS-LURS.1123 Exhaust piping											
(a) 排氣管必須具有耐熱和耐腐蝕性，並且必須有防止因工作溫度膨脹而失效的措施。 (a) Exhaust piping must be heat and corrosion resistant, and must have provisions to prevent failure due to expansion by operating temperatures.											
(b) 排氣管道支撐結構需可承受操作中所產生之任何振動和慣性負載。 (b) Exhaust piping must be supported to withstand any vibration and inertia loads to which it would be subjected in operations.											
(c) 與其他具相對運動元件連接之排氣管段需具撓性。 (c) Exhaust piping connected to components between which relative motion could exist must have provisions for flexibility.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
動力配件 POWERPLANT ACCESSORIES											
CS-LURS 1163 動力配件 CS-LURS.1163 Powerplant accessories											
(a) 每個發動機驅動的配件必須— (1) 滿足安裝在相關發動機上的要求; (2) 使用發動機上的規定進行安裝; 和 (3) 密封以防止發動機油系統和附件系統受到污染。 (a) Each engine-driven accessory must- (1) Be satisfactory for mounting on the engine concerned; (2) Use the provisions on the engine for mounting; and (3) Be sealed to prevent contamination of the engine oil system and the accessory system.											
(b) 會產生電弧或火花之電氣裝置安裝須盡可能降低與任何易液態或氣態燃料接觸的可能性。 (b) Electrical equipment subject to arcing or sparking must be installed in such a way to minimize the probability of contact with any flammable fluids or vapours that might be present in a free state.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 除非提供其他裝置，否則必須為位於變速器和轉子驅動系統的任何部件上的附件驅動裝置提供扭矩限制裝置，以防止這些部件因過大的附件負載而損壞。 (c) Unless other means are provided, torque limiting means must be provided for accessory drives located on any component of the transmission and rotor drive system to prevent damage to these components from excessive accessory load.											
CS-LURS 1165 發動機點火系統 CS-LURS.1165 Engine ignition systems											
(a) 電池點火系統須備一台發電機備用，該發電機可作為備用電源自動提供，以便在電池耗盡時繼續運行發動機。 (a) Each battery ignition system must be supplemented by a generator that is automatically available as an alternate source of electrical energy to allow continued engine operation if any battery becomes depleted.											
(b) 電池和發電機的容量必須足夠大，以滿足發動機點火系統及電氣系統件同時之最大電力需求。 (b) The capacity of batteries and generators must be large enough to meet the simultaneous demands of the engine ignition system and the greatest demands of any electrical system components that draw from the same source.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 發動機點火系統的設計必須考慮到： - (1) 發電機不運作情況; (2) 發電機以正常運行速度運行時電池完全耗盡的情況; 和 (3) 如單電池，發電機以怠速運行時電池完全耗盡的情況。 (4) 如電氣系統任何故障導致引擎點火電池連續放電，須具對無人飛行器操控員警示之設施。 (c) The design of the engine ignition system must account for : - (1) The condition of an inoperative generator ; (2) The condition of a completely depleted battery with the generator running at its normal operating speed; and (3) The condition of a completely depleted battery with the generator operating at idling speed if there is only one battery. (4) There must be means to warn the UA Pilot if malfunctioning of any part of the electrical system is causing the continuous discharge of any battery used for engine ignition.											
動力裝置防火 POWERPLANT FIRE PROTECTION											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS 1183 管線、接頭與組件 CS-LURS.1183 Lines, fittings, and components											
(a) 除(b)項另有規定外，因應引擎失火狀況,燃油由路之各元件,管路及街頭至少需具抗火功能,但於引擎本體上所附之燃油槽室及結構則須完全防火或由防火罩包覆,若該組件遭火噬時,不會引發燃油洩漏或外溢者除外。為防止洩漏的易燃液體著火需考量組件之遮蔽及安放位置。全機燃油攜量小於 23.7 升（5.2 英制加侖/ 25 美分夸脫）則不需全防火或防火罩包覆。 (a) Except as provided in sub-paragraph (b), each component, line, and fitting carrying flammable fluid in any area subject to engine fire conditions must be at least fire resistant, except that flammable fluid tanks and supports which are part of and attached to the engine must be fireproof or be enclosed by a fireproof shield unless damage by fire to any non-fireproof part will not cause leakage or spillage of flammable fluid. Components must be shielded or located so as to safeguard against the ignition of leaking flammable fluid. An integral oil sump of less than 23.7 liters (5.2 Imperial gallons/25-US quart) capacity on an engine need not be fireproof nor be enclosed by a fireproof shield.											
(b) (a)款不適用於— (1) 已核可認證引擎型態組件之管路,接頭及元件;和											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) 排氣管及排水管及其接頭失效不致產生或增加火災危害。 (b) Sub paragraph (a) does not apply to- (1) Lines, fittings, and components which are already approved as part of a type certificated engine; and (2) Vent and drain lines, and their fittings whose failure will not result in, or add to, a fire hazard.											
(c) 易燃液體之排放及排氣不得進排入進氣口。 (c) Each flammable fluid drain and vent must discharge clear of the induction system air inlet.											
CS-LURS. 1185 易燃液體 CS-LURS.1185 Flammable fluids											
(a) 每個燃油箱須採用防火牆或護罩與發動機隔離。 (a) Each fuel tank must be isolated from the engines by a firewall or shroud.											
(b) 除燃料箱外，任何含燃液或燃氣之箱桶氣均須採用防火牆或護罩與發動機隔離，除非該燃料系統儲存設計，於其材質及結構支撐,關斷方式,相關連接,管線及控制可提供等同於引擎隔絕之安全程度。 (b) Each tank or reservoir, other than a fuel tank, that is part of a system containing flammable fluids or gases must be isolated from the engine by a firewall or shroud, unless the design of the system, the materials used in the tank and its supports, the shutoff means, and the connections,											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
lines and controls provide a degree of safety equal to that which would exist if the tank or reservoir were isolated from the engine.											
(c) 各油箱與其防火牆或外罩間隙至少 13mm,以確保其隔絕效果,否則須採用等效方式阻絕引擎艙熱源傳導至燃液 (c) There must be at least 13mm of clear airspace between each tank and each firewall or shroud isolating that tank, unless equivalent means are used to prevent heat transfer from each engine compartment to the flammable fluid.											
CS-LURS 1187 通風 CS-LURS.1187 Ventilation											
包含動力裝置安裝的任何部分的每個隔間必須具有通風裝置。 Each compartment containing any part of the powerplant installation must have provision for ventilation.											
CS-LURS 1191 防火牆 CS-LURS.1191 Firewalls											
(a) 發動機必須採用防火牆，護罩或等效裝置與載重艙，結構，控制裝置，轉子機構及其他部件隔離─ (1) 著陸控制之必要元件; 和											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) 不受 CS-LURS 861 保護之元件 (a) The engine must be isolated by a firewall, shroud, or equivalent means, from the payload compartment, structures, controls, rotor mechanisms, and other parts that are- (1) Essential to a controlled landing; and (2) Not protected under CS-LURS 861;											
(b) 保留。 (b) Reserved.											
(c) 在符合(a)項的規定時,必須考慮到在正常飛行和自轉中受氣流影響的可能的火災路徑。 (c) In meeting sub-paragraph (a), account must be taken of the probable path of a fire as affected by the airflow in normal flight and in autorotation.											
(d) 每個防火牆和護罩結構須滿足具危害之空氣，流體或火焰都不會從任何發動機艙傳遞到旋翼航空器的其他部件。 (d) Each firewall and shroud must be constructed so that no hazardous quantity of air, fluids, or flame can pass from any engine compartment to other parts of the rotorcraft.											
(e) 防火牆或護罩中的每個開口必須用緊配之防火墊圈，襯套或防火牆套件密封。 (e) Each opening in the firewall or shroud must be sealed with close-fitting, fireproof grommets, bushings, or firewall fittings.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(f) 每個防火牆和護罩必須防火併防腐蝕。 (f) Each firewall and shroud must be fireproof and protected against corrosion.											
CS-LURS 1193 進氣導流罩和發動機艙蓋 CS-LURS.1193 Cowling and engine compartment covering											
(a)進氣導流罩之結構及支撐須能承受其操作區間所產生之振動，慣性力和空氣負載。 (a) Each cowling must be constructed and supported so that it can resist any vibration, inertia, and air loads to which it may be subjected in operation.											
(b) 於正常地面及飛行姿態下,導流罩需具有完整快速之排水功能。 任何排水不得於易燃處排放。 (b) There must be means for rapid and complete drainage of each part of the cowling in the normal ground and flight attitudes. No drain may discharge where it will cause a fire hazard.											
(c) 導流罩必須至少具有防火性能。 (c) Cowling must be at least fire resistant.											
(d) 發動機艙導流罩開口後方 60 厘米距離內之元件需具防火功能。 (d) Each part behind an opening in the engine compartment cowling must be at least fire resistant for a distance of at least 60 cm aft of the opening.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(e) 靠近排氣系統端口或廢氣沖擊之高溫區附近之導流裝置須具防火功能。 (e) Each part of the cowling subjected to high temperatures due to its nearness to exhaust system ports or exhaust gas impingement, must be fireproof.											
CS-LURS. 1194 其他表面 CS-LURS.1194 Other Surfaces											
除了尾部表面之外，受到動力裝置隔室散發的熱量、火焰或火花,動力艙後方及附近之所有表面都必須至少是耐火的。 All surfaces aft of, and near, powerplant compartments, other than tail surfaces not subject to heat, flames, or sparks emanating from a powerplant compartment, must be at least fire resistant.											

Subpart F：設備 EQUIPMENT

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
SUBPART F – 設備 SUBPART F – EQUIPMENT											
通則 General											
CS-LURS.1301 功能及安裝 CS-LURS.1301 Function and installation											
(a) 安裝 LURS 的每一項設備和系統，必須-- (1) 具有適合其預期功能的本質和設計; (2) 標記其識別、功能或操作限制，或任何這些因子的適用組合; (3) 根據設備規定的限制安裝;和 (a) Each item of installed LURS equipment and systems must – (1) Be of a kind and design appropriate to its intended function; (2) Be labeled as to its identification, function, or operating limitations, or any applicable combination of these factors; (3) Be installed according to limitations specified for that equipment; and											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) LURS 設備和系統的設計及安裝，需為： (1) 型式認證或操作規則所要求的，而其不合適的功能將降低安全性，並於預期的飛機運行和環境條件下飛行。 (2) 其他設備和系統本身並不構成威脅,且不會對 (b) (1)所述的適當運作產生不利影響。 (b) The LURS equipment and systems must be designed and installed so that: (1) Those required for type certification or by operating rules, or whose improper functioning would reduce safety, perform as intended under the aircraft operating and environmental conditions. (2) Other equipment and systems are not a source of danger in themselves and do not adversely affect the proper functioning of those covered by sub-paragraph (b)(1) of this paragraph.											
CS-LURS.1303 飛行和導航儀 CS-LURS.1303 Flight and navigation instruments											
LURS 設備應提供如 CS LURS.1709 中定義所需飛行和導航儀的資料. 1709 The LURS equipment should provide the data for the required flight and navigation instruments as defined in CS LURS.1709											
CS-LURS.1305 動力裝置儀器 CS-LURS.1305 Powerplant instruments											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
LURS 設備應提供如 CS LURS.1711 中定義所需動力裝置儀器的資料 The LURS equipment should provide the data for the required powerplant instruments as defined in CS LURS.1711											
CS-LURS.1307 雜項設備 CS-LURS.1307 Miscellaneous equipment											
以下是所需的雜項設備: (a) 具充足的電源能量，此為直昇機運轉的必要電源能量 The following is the required miscellaneous equipment: (a) An adequate source of electrical energy, where electrical energy is necessary for operation of the rotorcraft.											
(b) 電氣保護裝置。 (b) Electrical protective devices.											
CS-LURS.1309 設備、系統和安裝(參照另一份文件 AMC RPAS 1309) CS-LURS.1309 Equipment, systems, and installations (Refer to separate document AMC RPAS.1309)											
除 (a) 至 (d) 段所確定的以外，本節的要求除了 CS-LURS 的具體設計要求外，還適用於無人機的任何設備或系統部分。 a) 無人機設備和系統的設計和安裝，必須											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
1) 在無人機操作和環境條件要求下，執行包括受雷擊的無線電頻率能量和影響 (直接和間接)的型式認證或操作規則。 2) 任何設備和系統不會對無人機、無人機操作人、第三方或包含於本條文(a)(1)本身功能的安全造成不利影響。 The requirements of this section, except as identified in paragraphs (a) through (d), are applicable, in addition to specific design requirements of CS-LURS, to any equipment or system as part of the UAS. a) The UAS equipment and systems must be designed and installed so that: 1) Those required for type certification or by operating rules perform as intended under the UAS operating and environmental conditions including radio frequency energy and the effects (both direct and indirect) of lightning strikes. 2) Any equipment and system does not adversely affect the safety of the UAS, the UAS crew, third parties or the proper functioning of those covered by paragraph (a)(1) of this section.											
b) 無人機系統和相關零件與其他有關的系統必須被設計和安裝使符合: 1) 每個災難性的失效情況是非常不可能的, 且並不會因單一次失敗造成失效; 2) 每個危害性故障情況極為稀少;且 3) 每個主要故障情況都是稀少的。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
b) The UAS systems and associated components considered separately and in relation to other systems, must be designed and installed so that: 1) Each catastrophic failure condition is extremely improbable and does not result from a single failure; 2) Each hazardous failure condition is extremely remote; and 3) Each major failure condition is remote.											
(c) 必須及時向操作人提供有關不安全系統操作條件的資料，使他們能夠採取適當的矯正行動。若需要立即進行操作人認知和立即或隨後的矯正行動，則必須提供適當的警報。系統和控制,包括指示和通告，必須加以設計來減少操作人可能造成額外危害的錯誤 (c) Information concerning an unsafe system operating condition must be provided in a timely manner to the crew to enable them to take appropriate corrective action. An appropriate alert must be provided if immediate pilot awareness and immediate or subsequent corrective action is required. Systems and controls, including indications and annunciations, must be designed to minimize crew errors which could create additional hazards											
CS-LURS.1310 電源容量和分佈 CS-LURS.1310 Power source capacity and distribution											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 每個安裝的功能是型式認證或操作規則所必需的，並且所需電源為電源供應上的 "基本負載"。電源的來源及系統必須能在可能的操作組合和可能的運轉期間內，提供以下電源負載: (1) 系統正常運行時，與系統連接的負載。 (2) 在任何一個原動機、功率轉換器或儲能裝置失效後的基本負載。 (3) 在任何一個電源系統、配電系統或其他設備出現故障或失能後，需要備用電源的基本負載。 (a) Each installation whose functioning is required for type certification or by operating rules and that requires a power supply is an "essential load" on the power supply. The power sources and the system must be able to supply the following power loads in probable operating combinations and for probable durations: (1) Loads connected to the system with the system functioning normally. (2) Essential loads, after failure of any one prime mover, power converter, or energy storage device. (3) Essential loads for which an alternate source of power is required, after any failure or malfunction in any one power supply system, distribution system, or other utilization system.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 在確定遵守本條文第 (a) (2) 項的情況下，可假設在監測程式中應降低電力負載，以符合安全的操作授權種類。 (b) In determining compliance with subparagraph (a)(2) of this paragraph, the power loads may be assumed to be reduced under a monitoring procedure consistent with safety in the kinds of operation authorized.											
CS-LURS.1316 電氣和電子系統防雷(參照 AMC CS-LURS. 1316) CS-LURS.1316 Electrical and electronic system lightning protection (See AMC CS-LURS.1316)											
a) 每個執行功能的電氣和電子系統，必須按照可防止故障使直昇機持續執行安全飛行和著陸的原則，進行設計和安裝，以便- (1) 在直昇機暴露於閃電期間和之後，其功能不會受到負面影響;和 (2) 在裝置暴露於閃電後，系統能及時地恢復正常運行。 a) Each electrical and electronic system that performs a function, for which failure would prevent the continued safe flight and landing of the rotorcraft, must be designed and installed so that-- (1) The function is not adversely affected during and after the time the rotorcraft is exposed to lightning; and (2) The system automatically recovers normal operation of that function in a timely manner after											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
the rotorcraft is exposed to lightning.											
對於批准儀器飛行規則操作的直昇機，每個執行功能的電氣和電子系統，當失效造成直昇機的功能降低或操作人回應不利操作條件的能力，其設計和安裝必須具備當直昇機暴露於閃電期間，使功能可即時恢復正常操作。 For rotorcraft approved for instrument flight rules operation, each electrical and electronic system that performs a function, for which failure would reduce the capability of the rotorcraft or the ability of the flightcrew to respond to an adverse operating condition, must be designed and installed so that the function recovers normal operation in a timely manner after the rotorcraft is exposed to lightning.											
CS-LURS.1317 高強度輻射場 (HIRF) 防護，參照附錄 D CS-LURS.1317 High-Intensity Radiated Fields (HIRF) Protection See Appendix D											
(a) 除本節(d)段另有規定外，必須設計和安裝每個執行功能的電氣和電子系統，防止功能失效，且直昇機持續安全飛行和著陸，使得 - (1) 在直昇機暴露於 HIRF 環境 I 期間和之後，該功能不會受到不利影響，如本部分附錄 D 所述; (2) 在直昇機暴露於 HIRF 環境 I 後，系統會自動恢復該功能的正常運作，如本部分附錄 D 所述，除非這與該系統的其他操作或功能要求相衝突;											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(3) 在直昇機暴露於 HIRF 環境 II 期間和之後，系統不會受到不利影響，如本部分附錄 D 所述;和 (4) 在直昇機暴露於 HIRF 環境 III 期間和之後，在視覺飛行規則下操作期間所需的每項功能均不會受到不利影響，如本部分附錄 D 所述。 a) Except as provided in paragraph (d) of this section, each electrical and electronic system that performs a function whose failure would prevent the continued safe flight and landing of the rotorcraft must be designed and installed so that-- (1) The function is not adversely affected during and after the time the rotorcraft is exposed to HIRF environment I, as described in appendix D to this part; (2) The system automatically recovers normal operation of that function, in a timely manner, after the rotorcraft is exposed to HIRF environment I, as described in appendix D to this part, unless this conflicts with other operational or functional requirements of that system; (3) The system is not adversely affected during and after the time the rotorcraft is exposed to HIRF environment II, as described in appendix D to this part; and (4) Each function required during operation under visual flight rules is not adversely affected during and after the time the rotorcraft is exposed to HIRF environment III, as described in appendix D to this part.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 每個執行電氣和電子系統的功能，因其故障將會明顯降低直昇機能力及操作人對有害操作狀態的反應，故必須設計及安裝使設備不會受到不利影響的系統，提供這些功能的設備暴露於 HIRF 測試等級 1 或 2，如本部分附錄 D 所述。 (b) Each electrical and electronic system that performs a function whose failure would significantly reduce the capability of the rotorcraft or the ability of the flightcrew to respond to an adverse operating condition must be designed and installed so the system is not adversely affected when the equipment providing these functions is exposed to equipment HIRF test level 1 or 2, as described in appendix D to this part.											
(c) 必須設計和安裝每個電氣和電子系統，防止功能失效，降低直昇機的能力或飛行機組響應不利運行條件的能力，因此系統在這些功能的設備暴露於 HIRF 測試等級 3 時，不會對設備產生不利影響，如本部分附錄 D 所述。 (c) Each electrical and electronic system that performs a function whose failure would reduce the capability of the rotorcraft or the ability of the flightcrew to respond to an adverse operating condition, must be designed and installed so the system is not adversely affected when the equipment providing these functions is exposed to equipment HIRF test level 3, as described in appendix D to this part.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
儀器: 安裝 INSTRUMENTS: INSTALLATION											
CS-LURS.1323 空速指示系統 CS-LURS.1323 Airspeed indicating system											
若按照條文 CS LURS.1709 需要一個空速指示系統： (a) 每一個空速指示系統必須校準, 用最低可行系統校正實際空速 (在標準大氣下海平面高度為指示空速)。 If an airspeed indicating system is required per CS LURS.1709: (a) Each airspeed indicating system must be calibrated to indicate true airspeed (at sea-level with a standard atmosphere) with a minimum practicable system calibration error.											
(b) 空速指示系統必須在飛行中前進速度大於 37 公里/小時 (20 kts)進行校準。 (b) The airspeed indicating system must be calibrated in flight at forward speeds of 37 km/h (20 kts) and over.											
CS-LURS.1325 靜壓系統 CS-LURS.1325 Static pressure system											
若按照條文 CS LURS.1709 需要一個靜壓系統，則： (a) 每個靜態空氣箱連接的感應器都必須通風, 使直昇機速度、面板的開啟和關閉、外部負											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
載、氣流的影響變化和濕氣或其他異物，不會嚴重影響其準確性。 靜壓系統的設計及安裝必須是— (1) 提供濕氣的積極排水; (2) 避免油管摩損，以及油管彎曲處過度扭曲;和 (3) 其材料耐用，保證適用與抗腐蝕。 If a static pressure system is required per CS LURS.1709: (a) Each sensor with static air case connections must be vented so that the influence of rotorcraft speed, the opening and closing of panels, external loads, airflow variation and moisture or other foreign matter, does not seriously affect its accuracy. The design and installation of a static pressure system must be such that- (1) Positive drainage of moisture is provided; (2) Chafing of the tubing, and excessive distortion or restriction at bends in the tubing, is avoided; and (3) The materials used are durable, suitable for the purpose intended, and protected against corrosion											
CS-LURS.1327 磁方向感應器 CS-LURS.1327 Magnetic direction sensor											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
若按照條文 CS LURS.1709 需要一個磁方向指示器，則： 安裝的磁力方向感應器,其準確性不受直昇機振動或磁場的過度影響。 If a Magnetic Direction Indicator is required per CS LURS.1709, then the magnetic direction sensor must be installed so that its accuracy is not excessively affected by the rotorcraft's vibration or magnetic fields.											
CS-LURS.1329 飛行控制系統(參照 AMC CS-LURS 1329) CS-LURS.1329 Flight control system (see AMC CS-LURS.1329)											
系統必須設計成在任何狀況下只要駕駛員是於可接受的操作規範內，不論是在正常的操作環境下或是可及時修正的故障發生時，系統不會因而造成直昇機的危險操控或是危險的飛行路徑偏差發生 The system must be designed and adjusted so that, within the range of adjustment available to the pilot, it cannot produce hazardous loads on the rotorcraft or create hazardous deviations in the flight path under any flight condition appropriate to its use, either during normal operation or in the event of a malfunction, assuming that corrective actions begins within a reasonable period of time.											
CS-LURS.1331 儀器使用電源 CS-LURS.1331 Instruments using a power supply											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
對於每架直昇機- a) 每個 CS LURS.1709 條文需求的指示感應器，必須從電源獲得足夠的能量，以保持其在任何速度以上的最佳攀登速度，所需的準確性; For each rotorcraft- a) Each indicating sensor required by CS LURS.1709 must derive its energy from power sources adequate to maintain its required accuracy at any speed above the best rate-of-climb speed;											
b) 每個 CS LURS.1709 條文需求的指示感應器，必須具防止因降雨、油等有害因素造成的故障之設置。 b) Each indicating sensor required by CS LURS.1709 must be installed so as to prevent malfunction due to rain, oil and other detrimental elements											
CS-LURS.1337 動力裝置儀器 CS-LURS.1337 Powerplant instruments											
(a) 儀器和儀器線 (1) 各動力裝置儀錶線必須符合 CS LURS.961 和 993 的要求。 (2) 在壓力下運送易燃液體的每一條線，必須— (i) 在壓力源內限制節流孔或其它安全裝置，以防線路出現故障時，避免過量液體的逸出;及											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(ii) 安裝和定位，使流體的外露不會造成危害。 (3) 每台動力裝置儀器傳感裝置，都必須安裝和定位，以防止液體的逸出不會造成危害。 (a) Instruments and instrument lines (1) Each powerplant instrument line must meet the requirements of CS LURS.961 and 993 . (2) Each line carrying flammable fluids under pressure must - (i) Have restricting orifices or other safety devices at the source of pressure to prevent the escape of excessive fluid if the line fails; and (ii) Be installed and located so that the escape of fluids would not create a hazard. (3) Each powerplant instrument sensing device that utilises flammable fluids must be installed and located so that the escape of fluid would not create a hazard.											
(b) 燃料流量計系統。如果安裝了燃油流量計系統，每個計量元件必須有繞過燃料供應的方式，如果故障部件嚴重將限制燃料流量。 (b) Fuel flow meter system. If a fuel flow meter system is installed, each metering component must have a means for bypassing the fuel supply if malfunction of that component severely restricts fuel flow.											
(c) 油量指標。必須有辦法顯示每個油箱中地面上的油量 (包括填充油料到每個油箱的過程)。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) Oil quantity indicator. There must be means to indicate the quantity of oil in each tank on the ground (including during the filling of each tank).											
(d) 使用鐵磁材料的旋翼驅動系統傳動裝置和齒輪箱，必須配備芯片檢測器，用於指示或顯示由於損壞或過度磨損而產生的鐵磁性顆粒。芯片檢測器必須是可拆卸的，用於檢查金屬芯片的磁極。 (d) Rotor drive system transmissions and gearboxes utilizing ferromagnetic materials must be equipped with chip detectors designed to indicate or reveal the presence of ferromagnetic particles resulting from damage or excessive wear. Chip detectors must be removable for inspection of the magnetic poles for metallic chips											
電氣系統和設備 ELECTRICAL SYSTEMS AND EQUIPMENT											
CS-LURS.1351 通則 CS-LURS.1351 General											
(a) 電氣系統容量。電氣設備必須足以達到預定用途。此外— (1) 電源，其傳輸電纜及其相關的控制和保護裝置，必須能夠以適當的電壓提供安全操作所必需的負載電源;和 (2) 對(a)(1)小段的符合必須通過電氣負載分析或電氣測量：考慮可能組合和可能持續時間											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
施加於電氣系統的負載。 (a) Electrical system capacity. Electrical equipment must be adequate for its intended use. In addition- (1) Electric power sources, their transmission cables, and their associated control and protective devices must be able to furnish the required power at the proper voltage to each load circuit essential for safe operation; and (2) Compliance with sub-paragraph (a)(1) must be shown by an electrical load analysis, or by electrical measurements that take into account the electrical loads applied to the electrical system in probable combinations and for probable durations.											
(b) 功能。對於每個電氣系統，以下適用： (1) 每個系統安裝時，必須 - (i) 在其操作方法及其對直昇機其他部件沒有危險;和 (ii) 防止燃料，油，水，其他等有害物質和機械損壞。 (2) 當組合連接或獨立連接時，電源必須正常工作，除了交流發電機可能依靠電池進行初始激勵或穩定運作。 (3) 任何電源的失效或故障都不會降低任何剩餘電源提供安全操作所必需的負載能力，除非依靠電池進行初始激勵或穩定運作的交流發電機的電池，運行可能因電池故障而停止											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(4) 每個電源控制必須允許每個電源的獨立操作，除了與依賴電池進行初始激勵或穩定的交流發電機相關的控制，運轉時不需要斷開交流發電機與其電池之間的連接。 (b) Function. For each electrical system, the following apply: (1) Each system when installed, must be - (i) Free from hazards in itself, in its method of operation, and in its effects on other parts of the rotorcraft; and (ii) Protected from fuel, oil, water other detrimental substances, and mechanical damage. (2) Electric power sources must function properly when connected in combination or independently, except that alternators may depend on a battery for initial excitation or for stabilization. (3) No failure or malfunction of any source may impair the ability of any remaining source to supply load circuits essential for safe operation, except that the operation of an alternator that depends on a battery for initial excitation or for stabilization may be stopped by failure of that battery (4) Each electric power source control must allow the independent operation of each source, except that controls associated with alternators that depend on a battery for initial excitation or for stabilization need not break connection between the alternator and its battery.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 發電系統，如果已安裝。如果系統為負載安全運行所必需的負載電路供電，則必須至少有一台發電機。此外 - (1) 每台發電機必須能夠提供連續額定功率; (2) 發電機電壓控制設備必須能夠在額定範圍內可靠地調節每台發電機的輸出; (3) 每個發電機必須有一個反向電流切斷裝置，當發生反向電流大小已可損壞發電機時，用於斷開發電機與電池的連接，和其他發電機的連接。 (4) 每台發電機必須設計並安裝過壓控制裝置，以防止損壞電氣系統或電氣系統提供的設備，如果發電機出現過壓狀況，可能會造成損壞;和 (5) 必須有一種方法可以立即向 UA 飛行員發出任何發電機故障的警告。 (c) Generating system, if installed. There must be at least one generator if the system supplies power to load circuits essential for safe operation. In addition- (1) Each generator must be able to deliver its continuous rated power; (2) Generator voltage control equipment must be able to dependably regulate each generator output within rated limits; (3) Each generator must have a reverse current cutout designed to disconnect the generator from the battery and from the other generators when enough reverse current exists to damage that generator.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(4) Each generator must have an overvoltage control designed and installed to prevent damage to the electrical system, or to equipment supplied by the electrical system, that could result if that generator were to develop an overvoltage condition; and (5) There must be a means to give immediate warning to the UA Pilot of a failure of any generator.											
(d) 無 (d) NA											
(e) 耐火性。電氣設備的設計和安裝必須在發動機隔艙中，發生火災時，在此期間防火牆附近的防火牆表面被加熱到 1100°C 持續 5 分鐘或者可接受的較低溫度，設備可持續安全操作，位於防火牆後面的設備將能正常運行並且不會產生額外的火災危險。這可以通過測試或分析顯示。 (e) Fire resistance. Electrical equipment must be so designed and installed that in the event of a fire in the engine compartment, during which the surface of the firewall adjacent to the fire is heated to 1100°C for 5 minutes or to a lesser temperature substantiated by the applicant, the equipment essential to continued safe operation and located behind the firewall will function satisfactorily and will not create and additional fire hazard. This may be shown by test or analysis.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(f) 外部電源。如果規定將外部電源連接到直昇機，並且外部電源可以電連接到用於發動機啟動的設備以外的設備，則必須提供裝置確保以下其他電源不會對直昇機電氣系統供電：具有反向極性或反向相序的外部電源。 (f) External power. If provisions are made for connecting external power to the rotorcraft, and that external power can be electrically connected to equipment other than that used for engine starting, means must be provided to ensure that no external power supply having a reverse polarity, or reverse phase sequence, can supply power to the rotorcraft's electrical system.											
(g) 必須通過分析、測試或兩者方式，根據 CS-LURS.23 條文，無人機系統 (無人機 + 地面站) 可安全地在經核准的飛行包絡線範圍內操作。在進行緊急恢復過程中，若正常 (主要) 電力無法正常作用的情況下，則根據 CS-LURS.1412 條文執行。 (g) It must be shown by analysis, tests or both, that the UAS (UAV + Ground Station) can be operated safely in the approved operational envelope according CS-LURS.23, for a period required to perform the emergency recovery procedure according CS-LURS.1412 in case of normal (main) electrical power inoperative											
CS-LURS.1353 蓄電池的設計與安裝 CS-LURS.1353 Storage battery design and installation											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 每個蓄電池的設計和安裝必須按照本款的規定進行。 (a) Each storage battery must be designed and installed as prescribed in this paragraph.											
(b) 在任何可能的充電和放電條件下，必須保持安全的電池溫度和壓力。當電池進行以下狀況的完全放電後再充電，電池溫度不會出現不受控制的增加 - (1) 最大調節電壓或功率; (2) 在最長飛行期間;和 (3) 在服務中可能發生的最不利的冷卻條件下。 (b) Safe cell temperatures and pressures must be maintained during any probable charging and discharging condition. No uncontrolled increase in cell temperature may result when the battery is recharged (after previous complete discharge) - (1) At maximum regulated voltage or power; (2) During a flight of maximum duration; and (3) Under the most adverse cooling condition likely to occur in service.											
(c) 必須通過對類似電池和裝置的測試或經驗來證明對(b)項的情況。 (c) Compliance with sub-paragraph (b) must be shown by test or experience with similar batteries and installations.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(d) 任何電池在正常運行時，或由於充電系統或電池安裝中可能出現的任何故障，均不得在直昇機累積以下危害：發生爆炸或散發有毒氣體。 (d) No explosive or toxic gases emitted by any battery in normal operation, or as the result of any probable malfunction in the charging system or battery installation, may accumulate in hazardous quantities within the rotorcraft.											
(e) 電池不可逸出腐蝕性液體或氣體，避免損害周圍結構或相鄰的必要設備。 (e) No corrosive fluids or gases that may escape from the battery may damage surrounding structures or adjacent essential equipment.											
(f) 每個能夠用於啟動發動機或輔助動力裝置的電池，裝置必須具有防止電池或其單個電池芯發生短路，電池產生的最大熱量可能對結構或系統造成任何危險。 (f) Each battery installation capable of being used to start an engine or auxiliary power unit must have provisions to prevent any hazardous effect on structure of essential systems that may be caused by the maximum amount of heat the battery can generate during a short circuit of the battery or its individual cells.											
(g) 能夠用作啟動發動機或輔助動力裝置的電池裝置必須具備 - (1) 自動控制電池充電率的系統，以防止電池過熱; (2) 電池溫度傳感和過溫警告系統，具有在溫度過高的情況下將電池與其充電源斷開的裝											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
置;或 (3) 電池故障檢測和警告系統，具有在電池發生故障時將電池與其充電電源斷開的裝置。 (g) Battery installations capable of being used to start an engine or auxiliary power unit must have - (1) A system to control the charging rate of the battery automatically so as to prevent battery overheating; (2) A battery temperature sensing and over temperature warning system with means for disconnecting the battery from its charging source in the event of an over-temperature condition; or (3) A battery failure sensing and warning system with a means for disconnecting the battery from its charging source in the event of battery failure.											
CS-LURS.1357 電流保護裝置 CS-LURS.1357 Circuit protective devices											
(a) 除以下情況外，電路必須安裝斷路器保護裝置： (1) 起動電機的主電路;和 (2) 其省略不存在危險的電路。 (a) Protective devices, such as circuit breakers, must be installed in each electrical circuit other											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
than- (1) The main circuits of starter motors; and (2) Circuits in which no hazard is presented by their omission.											
(b) 對飛行安全必不可少的電路的保護裝置，不得用於保護任何其他電路。 (b) A protective device for a circuit essential to flight safety may not be used to protect any other circuit.											
(c) 在安裝時，每個可遠程重置的電路保護裝置(”無跳脫 “裝置，其中跳脫機構不能被操作控制器覆蓋)必須設計成 (1) 無人機工作人員需要進行遠程操作，以便在跳脫後恢復服務;和 (2) 如果存在過載或電路故障，無論操作控制器的位置如何，設備都將狀態啟動為開路。 (3) 如果使用自動復位電路保護裝置，則必須按照(c)(2)的規定進行設計，並在消除故障條件時恢復電路完整性。 (c) Where installed, each remotely resettable circuit protective device (“trip free” device in which the tripping mechanism cannot be over-ridden by the operating control) must be designed so that (1) A remote operation to be done by the UAV crew is required to restore service after tripping; and											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) If an overload or circuit fault exists, the device will open the circuit regardless of the position of the operating control. (3) Where automatic resettable circuit protection devices are used they must be designed so they comply with (c) (2) and restore circuit integrity on removal of fault condition.											
(d) 如果重置斷路器的能力對飛行中的安全至關重要，則必須找到並識別該電路，以便在飛行中可以容易地遠程重置。 (d) If the ability to reset a circuit breaker is essential to safety in flight, that circuit must be located and identified so that it can be readily remotely reset in flight.											
CS-LURS.1359 電氣系統防火 CS-LURS.1359 Electrical system fire protection											
(a) 電氣系統的組件必須符合 CS-LURS.861 和 CS-LURS.1183 適用防火的要求。 (a) Components of the electrical system must meet the applicable fire protection requirements of CS-LURS.861 and CS-LURS.1183.											
(b) 在緊急程序中使用於指定的防火區內的電纜、終端機和設備，必須至少具有防火功能。 (b) Electrical cables, terminals and equipment in designated fire zones, that are used during emergency procedures, must be at least fire-resistant.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 當按照批准的方法以 60°的角度進行測試時，電線和電纜的絕緣效果必須是可自行滅火的。 平均燃燒長度不得超過 76 毫米(3 英寸)，去除火焰源後的平均火焰時間不得超過 30 秒。脫落後的試樣不得繼續燃燒超過平均 3 秒鐘。 (c) Insulation on electrical wire and cable must be self-extinguishing when tested at an angle of 60° in accordance with approved methods. The average burn length must not exceed 76 mm (3 in) and the average flame time after removal of the flame source must not exceed 30 seconds. Drippings from the test specimen must not continue to flame for more than an average of 3 seconds after falling.											
CS-LURS.1361 UA 電氣負載釋放 CS-LURS.1361 UA Electrical Load Shedding											
(a) 於 UA 中，必須有一種容易辨別、便於使用的方法，以便允許無人機能夠釋放電力負載。 (a) There must be an easily discernible and accessible means to allow ready shedding of electrical loads on the UA.											
(b) 除需要負載電路時之外，必須透過絕緣所有來自配電系統中 UA 的電源，以實現負載釋放，以利繼續安全飛行和著陸。 (b) Load shedding must be achieved by disconnection of all electric power sources on the UA from the power distribution systems except load circuits that are required for continued safe											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
flight and landing											
(c) 絕緣點必須與控制的電源相鄰。 (c) The point of disconnection must be adjacent to the power sources controlled.											
CS-LURS.1365 電纜 CS-LURS.1365 Electric cables											
(a) 每條電力連接電纜必須具有足夠的容量，並正確佈線、連接和連接，以儘量減少短路和火災危害機率的發生。 (a) Each electric connecting cable must be of adequate capacity and correctly routed, attached and connected so as to minimize the probability of short circuits and fire hazards.											
(b) 在發生電路超載或故障時過熱的每條電纜和相關設備，必須至少具有阻燃性，並且不得產生危險有毒煙霧的分量。 (b) Each cable and associated equipment that would overheat in the event of circuit overload or fault must be at least flame resistant and may not emit dangerous quantities of toxic fumes.											
CS-LURS.1367 交換器 CS-LURS.1367 Switches											
每個交換器必須											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 能夠支配額定電流; Each switch must be (a) Able to carry its rated current;											
(b) 在帶電流組件及外殼之間建立足夠的距離或絕緣材料，以使飛行中的振動不會造成短路; (b) Constructed with enough distance or insulating material between current carrying parts and the housing so that vibration in flight will not cause shorting;											
(c) 具適當的維修人員可使用;和 (c) Accessible to appropriate maintenance staff ; and											
(d) 標記為操作和控制迴路 (d) Labeled as to operation and the circuit controlled											
照明 LIGHTS											
CS-LURS.1384 外部照明 CS-LURS.1384 External lights											
a) 如果以目視或避讓為目的而安裝了外部照明，則它們必須符合 CS-27 第 27.1385 至											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
27.1401 段落之規定。 a) If external lights are installed for see & avoid purpose, then they must comply with paragraphs 27.1385 to 27.1401 of CS-27 as appropriate.											
b) 針對遙控飛機而言 a)並不實用，而需應用於特殊條件。 b) For RPA where a) is impractical, a special condition applies.											
安全設備 SAFETY EQUIPMENT											
CS-LURS.1412 緊急復原能力 (參照 AMC CS-LURS 1412) CS-LURS.1412 Emergency recovery capability (see AMC CS-LURS.1412)											
(a) UAS 必須結合(突發)緊急事件復原能力，以阻止第三方(外來)的危險，包含: (1) 飛行終止系統、程序(步驟)或功能，用來立即停止飛行，或 (2) 透過 UA 操作指令或機載系統實施緊急復原程序，這些包括預先規劃航線和強迫著陸區域的預編做動程序。 (3) CS-LURS.1412 (a) (1) 和 CS-LURS.1412 (a) (2) 的任何組合。 (a) The UAS must integrate an emergency recovery capability to prevent third party risk that consists of : (1) a flight termination system, procedure or function that aims to immediately end the flight, or,											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) an emergency recovery procedure that is implemented through UA crew command or by the onboard systems. This may include automatic pre-programmed course of action to reach a predefined and unpopulated forced landing area, or, (3) any combination of CS-LURS.1412 (a) (1) and CS-LURS.1412 (a) (2).											
(b) 即使在最不利的環境及操作條件下，整個飛行包絡線中必須要有緊急復原的能力 (b) The emergency recovery capability must be achievable in the whole flight envelope under the most adverse combination of environmental and operating conditions											
(c) 緊急復原功能必須防止因受干擾而產生疏忽或有未經授權的行動。 (c) The emergency recovery capability must be safeguarded from interference leading to inadvertent or unauthorized operation.											
(d)緊急復原功能必須由能穩定供電的匯流排來提供電力。 (d) The emergency recovery capability must receives its electrical power, if needed, from the bus that provides the maximum reliability for operation.											
(e) 在主電氣系統失效後，必須能夠實施緊急復原功能。 (e) The emergency recovery capability must be achievable after loss of the primary electrical system.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(f) 用來爆裂飛行物的空中載具，並不適用於此需求(緊急復原功能)。 (f) Use of explosives to perform in-flight destruction of the air vehicle is not an acceptable means of compliance to this requirement											
CS-LURS.1413 應急程序(參照 AMC CS-LURS. 1413) CS-LURS.1413 Contingency procedures (See AMC CS-LURS.1413)											
(a) 為確保無人駕駛飛機不會對地面上的人員和財物構成危險，並且不因控制鏈路損壞而導致空中碰撞的危險，每架無人機應在飛行手冊或其他核定手冊中依據 CS-LURS 1425 去定義應急程式中的損傷狀態: i. 降階的訊息錯誤率 (DMER) ii. 關鍵的訊息錯誤率 (CMER) iii. 自動的訊息錯誤率 (AMER) a) To ensure, the unmanned aircraft does not present a danger to people and properties on ground and does not present a risk for mid-air collision following a control link degradation, each UAV shall specify in the Flight Manual or other approved Manual the contingency procedures for the degraded status according CS-LURS.1425: i. Degraded message error rate (DMER) ii. Critical message error rate (CMER)											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
iii. Automatic message error rate (AMER)											
(b) 應急程式必須不會因干擾而產生意外行為。 b) The Contingency procedures must be safeguarded from interference leading to inadvertent operation.											
命令與控制資料鏈 COMMAND AND CONTROL DATALINK											
CS-LURS.1421 通則(參照 AMC CS-LURS. 1421) CS-LURS.1421 General (See AMC CS-LURS.1421)											
(a) 無人機系統通信系統由以下子系統組成: (1) 命令與控制資料連結子系統, (2) ATC 通信子系統, (3) 酬載資料連結子系統。 (a) The UAS communication system consists of the following subsystems: (1) the command and control data link subsystem, (2) the ATC communication subsystem, (3) the payload data link subsystem.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 本部分關於命令與控制資料鏈只涵蓋命令和控制資料連結子系統，ATC 通信和酬載資料取決於操作需求。 (b) The present part on Command and Control Datalink only covers the command and control data link subsystem. ATC communication and payload data link are regulated by Operation materials.											
(c) 無人機系統必須包括命令和控制資料連結，以便管控以下 UAS 功能： (1) 將無人機系統操作人所下的命令，從控制站傳送到 UAS(上行鏈路), 並 (2) 將無人機系統的狀態資料傳送到控制站 (下行鏈路)，此狀態資料必須包含 CS-LURS.1709 中定義的適當資料。 (3) 需要向操作人顯示資料鏈上行鏈路和下行鏈路的狀態。 (c) A UAS must include a command and control data link for control of the UAS with the following functions: (1) Transmittal of UAS crew commands from the CONTROL STATION to the UAS (uplink), and (2) Transmittal of UAS status data from the UAS to the CONTROL STATION (downlink). This status data must include the appropriate data as defined in CS LURS.1709 (3) The status of the datalink uplink and downlink needs to be indicated to the remote pilot.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.1423 命令與控制資料鏈結遺失(參照 AMC CS-LURS. 1423) CS-LURS.1423 Command and control data link loss (See AMC CS-LURS.1423)											
a) 資料鏈完全失效後，無人機不得對地面上的人員和財物構成危險。 a) The unmanned aircraft shall not present a danger to people and properties on ground following the complete loss of the data link.											
b) 資料鏈完全失效後，無人機不得於半空中發生碰撞的危險。 b) The unmanned aircraft shall not present a danger for a mid-air collision following the complete loss of the control data link.											
c) 命令和控制資料鏈失效，必須通過清晰的聽覺和視覺信號，對無人機系統操作人發出警報，進行警告。 c) There must be an alert for the UAS crew, via a clear and distinct aural and visual signal, for any loss of the command and control data link.											
d) 必須在無人機系統飛行手冊中說明資料鏈失效後的對策，同時在 CS-LURS.1412 中定義的緊急情況恢復能力。 d) A command and control data link loss strategy must be established, approved and presented in the UAS Flight Manual taking into account the emergency recovery capability as defined in CS-LURS.1412											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
e) 資料鏈失效的對策，應包括備援修補程序，以便在短時間內重新建立命令和控制資料鏈連結。 e) The command and control data link loss strategy shall include an reacquisition process in order to try to re-establish in a reasonable short time the command and control data link.											
CS-LURS.1425 命令與控制資料連結模式 (參照 AMC CS-LURS. 1425) CS-LURS.1425 Command and control data link modes (See AMC CS-LURS.1425)											
a) 由於命令和控制資料鏈路可能發生異常，每架無人機應在飛行手冊或其他核定手冊中註明： (1) 正常傳輸方式 (2) 降階的訊息錯誤率 (DMER) 模式 (3) 關鍵的訊息錯誤率 (CMER) 模式 (4) 自動的訊息錯誤率 (AMER) 模式 a) Due to possible fluctuation of the command and control datalink, each UAV shall specify in the Flight Manual or other approved Manual the: (1) Normal transmission mode (2) Degraded message error rate (DMER) mode (3) Critical message error rate (CMER) mode											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(4) Automatic message error rate (AMER) mode											
CS-LURS.1427 所需的 C2 通信性能 (C2-RCP)(參照 AMC CS-LURS. 1427) CS-LURS.1427 Required C2 Communication Performance (C2-RCP) (See AMC CS-LURS.1427)											
a) 每架無人機應在飛行手冊或其他經核准的手冊中，註明所需的 C2 通訊性能 (C2-RCP), 其範圍如下: ·資料傳輸量 ·通訊傳輸時間 ·持續性 ·可靠度 ·完整度 關於命令和控制資料鏈連結的降階，根據 CS-LURS. 1425 a) Each UAV shall specify in the Flight Manual or other approved Manual the Required C2 Communication Performance (C2-RCP) in terms of: • Throughput • Communication transaction time • Continuity											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
• Availability • Integrity With regard to the command and control data link degradation according CS-LURS.1425											
b) 在 CMER 上的訊息錯誤率超過 "鏈路恢復之前的最短時間" (MTBR)，AMER 應根據 CS-LURS.1413 啟動備援修補程序。 b) A message error rate (MER) above the CMER for a period longer than the “Minimum Time Before link Recovery” (MTBR) shall initiate the contingency procedure according CS-LURS.1413 for AMER.											
CS-LURS.1429 命令與控制資料優先順序需求(參照 AMC CS-LURS. 1429) CS-LURS.1429 Required Command and control data priorities (See AMC CS-LURS.1429)											
a) 依據條文 CS-LURS.1709 需求，每架無人機應在飛行手冊或其他經核准的手冊中，要求命令和控制資料所需的優先順序,並根據 CS-LURS.1425, 考量命令和控制資料連結之 DMER, CMER 和 AMER 定義。 a) Each UAV shall specify in the Flight Manual or other approved Manual the priority of the Required Command and Control Data required for CS-LURS.1709 with regard to the command and control data link degradation DMER, CMER and AMER according CS-LURS.1425											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
b) 依據條文 CS-LURS.1412 啟動緊急恢復程序，資料鏈的通訊性能，CMER 中傳輸的命令和控制資料所需時間，不允許超過"鏈路恢復的最短時間 (MTBR)" 。 b) A datalink performance which does not allow the transmission of the Required Command and control data at the CMER for a period longer than the “minimum time before link recovery” (MTBR) shall initiate the Emergency recovery procedure according CS-LURS.1412.											
雜項設備 MISCELLANEOUS EQUIPMENT											
CS-LURS.1431 電子設備 CS-LURS.1431 Electronic equipment											
電子設備和電子裝置的運作，必須不受其他部件損壞所影響。 Electronic equipment and installations must be free from hazards in themselves, in their method of operation, and in their effects on other components.											
CS-LURS.1461 高速旋轉裝備 CS-LURS.1461 Equipment containing high energy rotors											
(a) 高速旋轉裝備必須符合 (b)、(c) 或 (d)所定義。 (a) Equipment containing high-energy rotors must meet sub-paragraphs (b), (c), or (d).											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 高速旋轉裝備必須能夠承受因機能失常、震動、異常速度和異常溫度造成的損壞。除此之外- (1) 輔助齒輪箱必須能夠遏制高速旋轉葉片失效所造成的損壞；以及 (2) 控制裝置、系統和儀錶指示必須確保高速旋轉裝備的操作限制沒有超出使用。 (b) High-energy rotors contained in equipment must be able to withstand damage caused by malfunctions, vibration, abnormal speeds, and abnormal temperatures. In addition - (1) Auxiliary rotor cases must be able to contain damage caused by the failure of high energy rotor blades; and (2) Equipment control devices, systems, and instrumentation must reasonably ensure that no operating limitations affecting the integrity off high-energy rotors will be exceeded in service.											
(c) 當正常速度控制裝置失效時，高速旋轉裝備必須通過測試，可以遏制高速旋轉葉片。 (c) It must be shown by test that equipment containing high-energy rotors can contain any failure of a high energy rotor that occurs at the highest speed obtainable with the normal speed control devices inoperative.											
(d) 高速旋轉裝備故障時，必須不會對安全飛行造成不利影響。 (d) Equipment containing high-energy rotors must be located where rotor failure will not adversely affect continued safe flight.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.1481 酬載 CS-LURS.1481 Payload											
a) 酬載為由遙控飛機執行不同的任務所搭載的裝置或設備。酬載並非飛行所必需，而是為了滿足實現任務目標而搭載。搭載酬載構型必須經由 遙控飛機系統型式認證同意。 a) A payload is a device or equipment carried by the RPA, which performs the mission assigned. The payload comprises all elements of the air vehicle that are not necessary for flight but are carried for the purpose of fulfilling specific mission objectives. It is assumed that a RPA System Type Certification Basis may be released for several payload configurations.											
b) 若遙控飛機系統設計包含搭載酬載，則酬載的整合與操作，不得對遙控飛機的安全飛行和控制產生不利影響; b) Where a RPA System is designed to carry payloads, the integration and operation of those payloads must not adversely affect the safe flight and control of the RPA;											

Subpart G：操作限制和資訊 OPERATING LIMITATIONS AND INFORMATION

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
SUBPART G -操作的限制和資訊 SUBPART G - OPERATING LIMITATIONS AND INFORMATION											
通則 GENERAL											
CS-LURS.1501 通則 CS-LURS.1501 General											
(a) CS-LURS 中規定的每個操作限制。 必須建立 1503 至 1525 以及安全操作所需的其他限制和資訊 (a) Each operating limitation specified in CS-LURS. 1503 to 1525 and other limitations and information necessary for safe operation must be established											
(b) 必須按照 CS-LURS.1541 至 1589 的規定向機組成員提供安全操作所需的操作限制和其他資訊。 (b) The operating limitations and other information necessary for safe operation must be made available to the crew members as prescribed in CS-LURS.1541 to 1589.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
操作限制 OPERATING LIMITATIONS											
CS-LURS.1503 空速限制: 通則 CS-LURS.1503 Airspeed limitations: general											
(a) 必須確定運行速度範圍。 (a) An operating speed range must be established.											
(b) 當空速限制是重量，重量分佈，高度，轉子速度，功率或其他因素的函數時，必須建立與這些因素的關鍵組合相對應的空速限制。 (b) When airspeed limitations are a function of weight, weight distribution, altitude, rotor speed, power, or other factors, airspeed limitations corresponding with the critical combinations of these factors must be established.											
CS-LURS.1505 永不超速 CS-LURS.1505 Never-exceed speed											
(a) 必須確定永不超速的 VNE，以便它 - (1) (Reserved)保留 (2) 不得多於— (i) 根據 CS-LURS.309 確定的最大前進速度的 0.9 倍;											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(ii) CS-LURS.251 和 629 所示最高速度的 0.9 倍;或 (iii) 為推進葉尖馬赫數效應而證實的最大速度的 0.9 倍。 (a) The never-exceed speed, VNE, must be established so that it is- (1) Reserved (2) Not more than the lesser of- (i) 0.9 times the maximum forward speeds established under CS-LURS.309; (ii) 0.9 times the maximum speed shown under CS-LURS.251 and 629; or (iii) 0.9 times the maximum speed substantiated for advancing blade tip mach number effects.											
(b) VNE 可能隨高度，轉速，溫度和重量而變化，如果 (1) 同時使用不超過兩個這些變量（或不超過兩個集成一個以上變量的工具）， (2) 這些變量的範圍（或整合一個以上變量的儀器上的指示）足夠大，以便在操作上實際和安全地改變 VNE。 (b) V_{NE} may vary with altitude, rpm, temperature, and weight, if (1) No more than two of these variables (or no more than two instruments integrating more than one of these variables) are used at one time, and (2) The range of these variables (or of the indications on instruments integrating more than one of these variables) are large enough to allow an operationally practical and safe variation of V_{NE}.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 如果滿足下列條件，則可以以低於根據(a)項確定的 VNE 的速度建立表示為 VNE（斷電）的穩定斷電 VNE： (1) VNE（斷電）不小於上電 V 與滿足 CS-LURS.65（b）要求所用速度之間的中間速度。 (2) VNE（斷電）是 - (i) 恆定的空速; (ii) 低於通電 VNE 的恆定量 (iii) 要求認證的高度範圍的一部分的恆定空速，以及用於提醒高度範圍的低於 VNE 功率的恆定空速。 (c) A stabilized power-off V_{NE} denoted as V_{NE} (power-off) may be established at a speed less than V_{NE} established pursuant to subparagraph (a), if the following conditions are met: (1) VNE (power-off) is not less than a speed midway between the power-on V and the speed used in meeting the requirements of CS-LURS.65(b). (2) VNE (power-off) is- (i) A constant airspeed; (ii) A constant amount less than power-on V_{NE} (iii) A constant airspeed for a portion of the altitude range for which certification is requested, and a constant amount less than power on V_{NE} for the reminder of the altitude range.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.1509 旋翼速度 CS-LURS.1509 Rotor speed											
(a) 最大斷電（自轉）馬達熄火旋翼自旋。必須確定最大斷電轉子速度，使其不超過 - 的較小者的 95% - (1) 根據 CS-LURS.309（b）確定的最大設計轉速; 和 (2) 型式試驗中顯示的最大轉速。 (a) Maximum power-off (autorotation). The maximum power-off rotor speed must be established so that it does not exceed 95 % of the lesser of - (1) The maximum design rpm determined under CS-LURS.309(b) ; and (2) The maximum rpm shown during the type tests.											
(b) 最小斷電。必須確定最小斷電轉子速度，使其不低於 - 的最大值的 105% - (1) 型式試驗中顯示的最小值; 和 (2) 由設計證明確定的最低限度。 (b) Minimum power-off. The minimum power-off rotor speed must be established so that it is not less that 105 % of the greater of - (1) The minimum shown during the type tests; and (2) The minimum determined by design substantiation.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 最小上電速度。必須確定最小上電轉子速度，以便 - (1) 不少於─ (i) 型式試驗中顯示的最小值; 和 (ii) 由設計證明確定的最低限度; 和 (c) Minimum power-on. The minimum power-on rotor speed must be established so that it is- (1) Not less than the greater of- (i) The minimum shown during the type tests; and (ii) The minimum determined by design substantiation; and											
(d) 不超過根據 CS-LURS.33(a)(1)和(b)(1)確定的值。 (d) Not more than a value determined under CS-LURS.33 (a)(1) and (b)(1).											
CS-LURS.1519 重量和重心 CS-LURS.1519 Weight and centre of gravity											
分別根據 CS-LURS.25 和 27 確定的重量和重心限制必須確定為操作限制。 The weight and centre of gravity limitations determined under CS-LURS.25 and 27, respectively, must be established as operating limitations.											
CS-LURS.1521 動力裝置限制 CS-LURS.1521 Powerplant limitations											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 通則。必須確定本段規定的動力裝置限制，使其不超過為發動機確定的相應限值。 (a) General. The powerplant limitations prescribed in this paragraph must be established so that they do not exceed the corresponding limits established for the engine.											
(b) 起飛作業。動力裝置起飛作業必須受以下限制 - (1) 最高轉速，不得大於 - (i) 轉子設計確定的最大值;或 (ii) 型式試驗中顯示的最大值; (2) 關鍵發動機參數的最大允許值; (3) 使用與(b)(1)及(2)節所訂的限制相對應的權力的期限; (b) Take-off operation. The powerplant take-off operation must be limited by - (1) The maximum rotational speed, which may not be greater than - (i) The maximum value determined by the rotor design; or (ii) The maximum value shown during the type tests; (2) The maximum allowable value of the critical engine parameters; (3) The time limit for the use of the power corresponding to the limitations established in subparagraph (b)(1) and (2);											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 持續運作。連續作業必須受以下限制— (1) 最高轉速不得大於— (i) 轉子設計確定的最大值;或 (ii) 型式試驗中顯示的最大值; (2) CS-LURS.1509(c)中轉子轉速要求下的最小轉速。 (c) Continuous operation. The continuous operation must be limited by- (1) The maximum rotational speed which may not be greater than- (i) The maximum value determined by the rotor design; or (ii) The maximum value shown during the type tests; (2) The minimum rotational speed shown under the rotor speed requirements in CS-LURS. 1509(c).											
(d) 燃料等級或名稱。必須確定最低燃油等級，使其不低於(b)和(c)項限制範圍內發動機運行所需的最低燃油等級。 (d) Fuel grade or designation. The minimum fuel grade must be established so that is not less than that required for the operation of the engine within the limitations in sub-paragraph (b) and (c).											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.1523 最低操控人員人數 CS-LURS.1523 Minimum Flight Crew											
必須建立最低限度的飛行機組，以便安全運行，考慮到： (a) 個別機組人員的工作量 The minimum flight crew must be established so that it is sufficient for safe operation considering: (a) The workload on individual crew members											
(b) 必須考慮以下因素確定每名船員的工作量和作用： (1) 飛行路徑控制 (2) 與地面障礙物或空中交通的分離和碰撞避免 (3) 導航 (4) 通訊 (5) 操作和監測繼續安全飛行和著陸所需的所有 UAS 系統 (6) 與駕駛無關的任務（例如有效負載操作） (7) 指揮決定和 (8) 在機組成員飛行站的所有正常和緊急操作期間，適當的機組成員可以進行必要控制的可達性和易操作性。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) Each crew member workload and role must be determined considering the following: (1) Flight path control (2) Separation and collision avoidance with ground obstacle or air traffic (3) Navigation (4) Communications (5) Operation and monitoring of all UAS systems required for continued safe flight and landing (6) Tasks not related to piloting (e.g. payload operation) (7) Command decisions and (8) The accessibility and ease of operation of necessary controls by the appropriate crew member during all normal and emergency operations when at the crew member flight station.											
(c) 根據 CS-LURS.1525 授權的操作類型。 (c) The kinds of operation authorized under CS-LURS.1525.											
CS-LURS.1525 各種操作 CS-LURS.1525 Kinds of operation											
旋翼航空器受限的操作類型是作為認證的一部分和安裝的設備建立的。 The kinds of operation to which the rotorcraft is limited are established as part of the certification and by the installed equipment.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.1527 最大操作高度 CS-LURS.1527 Maximum operating altitude											
必須建立允許操作的最大高度，受飛行，結構，動力裝置，功能或設備特性的限制。 The maximum altitude up to which operation is allowed, as limited by flight, structural, powerplant, functional, or equipment characteristics, must be established.											
CS-LURS.1529 持續適航指示 (見附錄 A) CS-LURS.1529 Instructions for Continued Airworthiness (See Appendix A)											
必須準備符合附錄 A 的持續適航指示。 Instructions for Continued Airworthiness in accordance with Appendix A must be prepared.											
標記和標牌 MARKINGS AND PLACARDS											
CS-LURS.1541 通則 CS-LURS.1541 General											
(a) LURS 必須包含— (1) CS-LURS.1557，CS-LURS.1565 和 CS-LURS.1745 至 CS-LURS-1759 中規定的標記和標牌，以及											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) 旋翼航空器安全操作所需的任何附加資訊，儀表標記和標牌，如果它具有不尋常的設計，操作或操作特性。 (3) 擬由機組人員使用的標牌應放置在控制站的適當位置。 (a) The LURS must contain- (1) The markings and placards specified in CS-LURS.1557, CS-LURS.1565 and CS-LURS.1745 to CS-LURS-1759, and (2) Any additional information, instrument markings, and placards required for the safe operation of rotorcraft if it has unusual design, operating or handling characteristics. (3) Placards intended for use by the flight crew should be placed at an appropriate location in the control station.											
(b) (a)段所訂明的每張標記及標語牌─ (1) 必須在顯眼的地方展示; 和 (2) 不容易被刪除，毀容或模糊。 (b) Each marking and placard prescribed in sub-paragraph (a) - (1) Must be displayed in a conspicuous place; and (2) May not be easily erased, disfigured, or obscured.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 標牌上使用的計量單位必須與指標上使用的計量單位相同。 (c) The units of measurement used on placards must be the same as those used on the indicators.											
CS-LURS.1557 雜項標記和標牌 CS-LURS.1557 Miscellaneous markings and placards											
(a) 貨艙和壓載位置。每個貨艙和每個壓載位置必須有一個標牌，說明在裝載要求下所需的內容（包括重量）的任何限制。 (a) Cargo compartments, and ballast location. Each cargo compartment, and each ballast location must have a placard stating any limitations on contents, including weight, that are necessary under the loading requirements.											
(b) 燃油和油加註口。以下適用： (1) 燃油加註口必須在加油口蓋處或其附近標明燃油等級，燃油名稱，油箱燃油容量，以及每個二衝程發動機沒有單獨的油系統，燃油/燃油混合比。 (2) 必須在加註口蓋處或附近標記加油口; (i) 等級;和 (ii) 油是清潔劑還是非清潔劑。 (b) Fuel and oil filler openings. The following apply: (1) Fuel filler openings must be marked at or near the filler cover with the minimum fuel grade,											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
fuel designation, fuel capacity of the tank, and for each 2-stroke engine without a separate oil system, fuel/oil mixture ratio. (2) Oil filler openings must be marked at or near the filler cover; (i) With the grade; and (ii) Whether the oil is detergent or non-detergent.											
(c) 燃料箱。必須在選擇器和燃油量指示器上標明每個油箱的容積單位的可用燃油容量。 (c) Fuel tanks. The useable fuel capacity in volumetric units of each tank must be marked at the selector and on the fuel quantity indicator.											
不適用 (d) Not applicable											
(e) 每個直流電氣裝置的系統電壓必須在其外部電源連接附近清楚標明。 (e) The system voltage of each direct current electrical installation must be clearly marked adjacent to its external power connection.											
(f) 安裝後，必須清楚標明可能對地面人員有害的設備。 (f) When installed, equipment that may be hazardous to people on the ground must be clearly marked .											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.1565 主、尾旋翼 CS-LURS.1565 Main and Tail rotors											
必須標記所有主旋翼和尾旋翼，使其在正常日光地面條件下的明顯地顯示圓型。 All main and tail rotors must be marked so that their discs are conspicuous under normal daylight ground conditions.											
飛行手冊和核准的手冊內容 FLIGHT MANUAL AND APPROVED MANUAL MATERIAL											
CS-LURS.1581 通則 CS-LURS.1581 General											
(a) 提供資訊。必須為每個 UAS 提供飛行手冊，並且必須包含以下內容： (1) CS-LURS.1583 至 1589 所要求的資訊。 (2) 因設計，操作或操作特性而需要安全操作的其他資訊。 (3) 根據 CS-LURS.1412 的 FTS 所必需的資訊和 CS-LURS.1413 的應急程序。 (a) Furnishing information. A Flight Manual must be furnished with each UAS, and it must contain the following: (1) Information required by CS-LURS.1583 through 1589. (2) Other information that is necessary for safe operation because of design, operating, or											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
handling characteristics. (3) Information that is necessary for the FTS per CS-LURS.1412 and the contingency procedure per CS-LURS.1413.											
(b) 核准的資訊。 CS-LURS.1583 至 1589 中列出的適用於 UAS 的手冊的每個部分都必須提供，驗證和批准，並且必須與該手冊的每個未經批准的部分進行隔離，識別和明確區分。 (b) Approved information. Each part of the manual listed in CS-LURS.1583 through 1589, that is appropriate to the UAS, must be furnished, verified, and approved, and must be segregated, identified, and clearly distinguished from each unapproved part of that manual.											
(c) 未經核准的資訊。未經批准的資訊必須以認證機構可接受的方式提交。 (c) Non-approved Information. Non-approved information must be presented in a manner acceptable to the Certifying Authority.											
(d) 單位。手冊中使用的測量單位必須與指標上使用的單位相同。 (d) Units. The units of measurement used in the manual must be the same as those used on the indicators.											
(e) 目錄。如果手冊的複雜性表明需要，每個 UAS 飛行手冊必須包含一個目錄。 (e) Table of contents. Each UAS Flight Manual must include a table of contents if the complexity of the manual indicates a need for it.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.1583 操作限制 CS-LURS.1583 Operating limitations											
(a) 空速和轉子限制。必須提供在各自指標上或附近標記空速和轉子限制所需的資訊。必須解釋每個限制和顏色編碼的重要性。 (a) Airspeed and rotor limitations. Information necessary for the marking of airspeed and rotor limitations on, or near, their respective indicators must be furnished. The significance of each limitation and of the color coding must be explained.											
(b) 動力裝置限制。必須提供以下資訊： (1) CS-LURS.1521 要求的限制。 (2) 適當時解釋限制。 (3) 標記 CS-LURS.1549 至 1553 所要求的儀器所需的資訊。 (4) 對於二衝程發動機、燃油比。 (b) Powerplant limitations. The following information must be furnished: (1) Limitations required by CS-LURS. 1521. (2) Explanation of the limitations, when appropriate. (3) Information necessary for marking the instruments required by CS-LURS.1549 to 1553. (4) For two-stroke engines, fuel/oil ratio.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 重量和負載分佈。必須提供 CS-LURS.25 和 27 所要求的重量和重心限制。如果各種可能的裝載保證了必要性，則必須包括說明以便能夠準備好遵守這些限制。 (c) Weight and loading distribution. The weight and centre of gravity limits required by CS-LURS.25 and 27, respectively, must be furnished. If the variety of possible loading warrants the necessity, instructions must be included to allow ready observance of the limitations.											
(d) 各種操作。必須列出旋轉航空器及其設備安裝得到批准的各種操作，包括根據 CS-LURS.23 批准的操作範圍。 (d) Kinds of operation. Each kind of operation for which the rotorcraft and its equipment installations are approved including the approved operational envelope according CS-LURS.23 must be listed.											
(e) 海拔高度。在 CS-LURS.1527 下建立的高度。 並且必須提供限制因素的解釋。 (e) Altitude. The altitude established under CS-LURS. 1527 and an explanation of the limiting factors must be furnished.											
CS-LURS.1585 操作程序 CS-LURS.1585 Operating procedures											
(a) 包含操作程序的部分手冊必須包含有關任何正常和緊急程序的資訊以及安全操作所需的其他資訊，包括起飛和著陸程序以及相關的空速。手冊必須包含任何相關資訊，包括 -											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(1) 試驗中使用的起飛面的種類和每個適當的爬升速度;和 (2) 試驗中使用的著陸面的種類和適當的進近和滑行空速。 (a) Part of the manual containing operating procedures must have information concerning any normal and emergency procedures and other information necessary for safe operation, including take-off and landing procedures and associated airspeeds. The manual must contain any pertinent information including- (1) The kind of take-off surface used in the tests and each appropriate climbout speed; and (2) The kind of landing surface used in the tests and appropriate approach and glide airspeeds.											
(b) 對於根據 CS-LURS.1505 建立 VNE（斷電）的直升機。 必須提供資訊以解釋 VNE（斷電）以及在發動機故障後將空速降低到不超過 VNE（斷電）的程序。 (b) For helicopters for which a VNE (power-off) is established under CS-LURS. 1505, information must be furnished to explain the VNE (power-off) and the procedures for reducing airspeed to not more than the VNE (power-off) following failure of engine.											
(c) 每個旋翼航空器顯示符合 CS-LURS.1353(g)(2)或(g)(3)，必須提供斷開電池與充電電源的操作程序。 (c) For each rotorcraft showing compliance with CS-LURS. 1353(g)(2) or (g)(3), the operating procedures for disconnecting the battery from its charging source must be furnished.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(d) 如果任何油箱中的不可用燃料供應超過油箱容量的 5%，則必須提供資訊，表明當油位飛行中燃油量指示器顯示為“零”時，燃油箱中剩餘的任何燃油都不能安全使用在飛行中。 (d) If the unusable fuel supply in any tank exceeds 5 % of the tank capacity, information must be furnished which indicates that when the fuel quantity indicator reads "zero" in level flight, any fuel remaining in the fuel tank cannot be used safely in flight.											
(e) 必須提供有關每個燃料箱可用燃料總量的資訊。 (e) Information on the total quantity of useable fuel for each fuel tank must be furnished.											
(f) 必須提供 CS-LURS.71 規定的最小下降率和最佳下滑角的空速和轉子速度。 (f) The airspeed and rotor speeds for minimum rate of descent and best glide angle as prescribed in CS-LURS.71 must be provided.											
CS-LURS.1587 性能資訊(見 AMC CS-LURS. 1587 (a)) CS-LURS.1587 Performance information (see AMC CS-LURS.1587(a))											
(a) UAS 必須提供以下資訊，這些資訊是根據 CS-LURS.51 至 79 和 143(c)確定的： (1) 足夠的資訊來確定極限高度 - 速度包絡。 (2) 如果使用預定義和未填充的強制著陸區域來完成 CS-LURS.1412，則應提供性能數據，以使飛行員能夠確保 RPA 能夠到達相應的預定義和未填充的強制著陸區域。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.561 (3) 相關資訊 - (i) 受空速，溫度和海拔等任何相關因素影響的懸停天花板和穩定的爬升和下降速度; (ii)在地面附近作業的最大安全風力。如果有重量，高度和溫度的組合，其中提供了性能資訊，並且旋翼航空器無法以最大風值安全著陸和起飛，那麼應在運行範圍的那些部分和適當的安全風條件中確定飛行手冊。 (iii) 顯示符合 CS-LURS.1041 至-1045 的冷卻規定的最高氣溫;和 (iv) 在 CS-LURS.71 中確定的最低下降速度和最佳下滑的速度和條件下自動旋轉時，作為高度函數的滑翔距離。 (a) The UAS must be furnished with the following information, determined in accordance with CS-LURS.51 to 79 and 143(c) : (1) Enough information to determine the limiting height-speed envelope. (2) If a predefined and unpopulated forced landing area is used to fulfill CS-LURS.1412, performance data shall be provided, to enable the pilot to ensure that the RPA is able to reach the appropriate predefined and unpopulated forced landing areas defined in CS-LURS.561 (3) Information relative to - (i) The hovering ceilings and the steady rates of climb and descent, as affected by any pertinent											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
factors such as airspeed, temperature, and altitude; (ii) The maximum safe wind for operation near the ground. If there are combinations of weight, altitude and temperature for which performance information is provided and at which the rotorcraft cannot land and take-off safely with the maximum wind value, those portions of the operating envelope and the appropriate safe wind conditions shall be identified in the flight manual. (iii) The maximum atmospheric temperature at which compliance with the cooling provisions of CS-LURS.1041 to -1045 is shown; and (iv) Glide distance as a function of altitude when autorotating at the speeds and conditions for minimum rate of descent and best glide as determined in CS-LURS.71.											
(b) UAS 飛行手冊必須在其性能資訊部分中包含有關根據 CS-LURS.51 使用的起飛重量和高度的任何相關資訊。 (b) The UAS Flight Manual must contain, in its performance information section, any pertinent information concerning the take-off weights and altitudes used in compliance with CS-LURS.51.											
CS-LURS.1589 負載資訊 CS-LURS.1589 Loading information											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
對於在 CS-LURS.25 下確定的最大和最小重量之間的每個可能的加載條件，必須有加載指令，這可能導致重心超出 CS-LURS.27 規定的任何極限。 There must be loading instructions for each possible loading condition between the maximum and minimum weights determined under CS-LURS.25 that can result in a centre of gravity beyond any extreme prescribed in CS-LURS.27.											

Subpart H：察覺與避讓要求(保留) DETECT AND AVOID REQUIREMENTS (RESERVED)

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
SUBPART H -察覺與避讓要求(保留) SUBPART H - DETECT AND AVOID REQUIREMENTS (RESERVED)											

Subpart I：導控站 CONTROL STATION

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
SUBPART I-導控站 SUBPART I- CONTROL STATION											
導控站 CONTROL STATION											
CS-LURS.1700 飛機與導控站配對 CS-LURS.1700 Aircraft and Control Station pairing											
在導控站必須有一個積極的指示表明，預定的飛機已經配對並且在飛行前已經建立了完全控制。 There must be a positive indication at the control station that the intended aircraft has been paired and full control established prior to flight.											
CS-LURS.1702 操作人使用的系統與設備(參照 AMC CS-LURS.1702)(源自 AMC 25.1302) CS-LURS.1702 Systems and equipment used by the crew See AMC CS-LURS.1702 (to be derived from AMC 25.1302)											
本款適用於機組人員在導控站操作無人機時使用的設備。這些安裝的設備必須能單獨展示，並與其他此類設備結合使用，使得經訓練合格的機組人員安全地執行與其預期功能相關的工作：											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 必須安裝控制設備以完成這些預期的任務，並且必須提供完成這些任務所需的信息。 This paragraph applies to equipment intended for crew members' use in the operation of the UA at the control station. This installed equipment must be shown, individually and in combination with other such equipment, to be designed so that qualified crew members trained in its use can safely perform their tasks associated with its intended function by meeting the following requirements: (a) controls must be installed to allow accomplishment of these tasks and information necessary to accomplish these tasks must be provided.											
(b) 供機組人員使用的控制裝置和信息必須： (1) 以適合工作的解析度和精確度，及以清晰明確的形式呈現。 (2) 按照其工作的緊急程度，頻率和持續時間的方式，方便機組人員可以進手和使用，並且 (3) 如果安全操作需要，必須提供機組人員警示，使機組人員能夠意識到其行動對無人機或系統的影響。 (b) controls and information intended for crew use must: (1) Be presented in a clear and unambiguous form, at resolution and precision appropriate to the task.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) Be accessible and usable by the crew in a manner consistent with the urgency, frequency, and duration of their tasks, and (3) Enable crew awareness, if awareness is required for safe operation, of the effects on the UA or systems resulting from crew actions.											
(c) 已安裝設備的操作相關行為必須是： (1) 可預測和明確的，和 (2) 使機組人員能夠以適合工作的方式進行介入。 (c) Operationally-relevant behaviour of the installed equipment must be: (1) Predictable and unambiguous, and (2) Designed to enable the crew to intervene in a manner appropriate to the task.											
(d) 在實際可行的範圍內，假設機組人員善意行事，所安裝的設備必須使機組人員能夠管理那些因飛行機組人員與設備互動所產生合理預期的錯誤。本分段（d）不適用於與手動控制飛機有關的技能相關錯誤。 (d) To the extent practicable, installed equipment must enable the crew to manage errors resulting from the kinds of flight crew interactions with the equipment that can be reasonably expected in service, assuming the flight crew is acting in good faith. This sub-paragraph (d) does not apply to skill-related errors associated with manual control of the aircraft.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(e) 設備必須允許機組人員執行其工作，不得有不合理的精神集中或疲勞; (e) The equipment must allow the crew member to perform his duties without unreasonable concentration or fatigue;											
CS-LURS.1705 導控站管控 CS-LURS.1705 Control Station controls											
控制裝置必須 - (a) 位置便於操作，防止混淆和意外操作; 和 Controls must be- (a) Located to provide convenient operation and to prevent confusion and inadvertent operation; and											
(b) 定位和佈置，使每個控制器完全和不受限制地移動 (b) Located and arranged so that there is full and unrestricted movement of each control											
CS-LURS.1707 控制的動作和效果 CS-LURS.1707 Motion and effect of controls											
(a) 控制裝置應根據可接受的的人因工程原則設計 (a) Controls should be designed according to accepted Human Factors principles											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 如果導控站配置為允許直接手動控制飛機，則必須設計控制裝置，使其按照下列動作和行動進行操作： (i) 飛行控制裝置的操作設計，必須相對應於旋翼飛機的運動感覺。 (b) Where the control station is configured to allow direct manual control of the aircraft, then controls must be designed so that they operate in accordance with the following movements and actuation: (i) Flight controls, , must operate with a sense of motion which corresponds to the effect on the rotorcraft.											
CS-LURS.1709 飛行和導航儀器 CS-LURS.1709 Flight and navigation instruments											
(a)保留 (a) Reserved											
(b) 申請人必須通過飛行試驗證明，向飛行員提供了足夠的信息，以便將旋翼航空器的控制保持在根據 CS-LURS.23 規定的確定核准運行範圍內。 (b) The applicant must demonstrate by flight test, that sufficient information is provided to the pilot to maintain control of the rotorcraft within the determined approved operational envelope according CS-LURS.23.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c)根據 CS-LURS.23 用於確定批准的操作範圍的任何設備必鬚根據本適航準則進行認證。 (c) Any equipment used to determine the approved operational envelope according CS-LURS.23 must be certificated under this Airworthiness code.											
CS-LURS.1711 電子顯示儀表系統(參照 AMC LURS.1711 to be derived from AMC 23.1311) CS-LURS.1711 Electronic Display Instrument Systems (See AMC LURS.1711 to be derived from AMC 23.1311)											
(a) 電子顯示指示器，必須: (1) 符合 CS-LURS.1721 的安排和能見度要求; (2) 在導控站壽期期間，遇到的所有照明條件下都要易於辨認，包括陽光直射 (3) 在任何正常操作模式下，不可妨礙 CS-LURS.1709 所要求的主要數據顯示。 (4) 在發動機起動運行模式期間，不可妨礙 CS-LURS.1749 所要求的的主要發動機數據顯示; (5) 必須減少 CS-LURS.1709 所要求的單次飛行數據顯示的丟失，藉由: (i) 緊急程序，使得無人機繼續安全飛行及著陸的;或 (ii) 備用指示 (6)合併電子顯示指示器所提供飛行員的感官提示，需與相對應的儀表相當; (7) 將 CS-LURS.1741 至 CS-LURS.1753 所要求的儀器標記的可視顯示合併到，或者將飛行員警告飛行員異常操作值或接近已建立的限制值的視覺顯示，對於需要顯示的每個參數											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
這個 CS。 (a) Electronic display indicators, including those with features that make isolation and independence between powerplant instrument systems impractical, must – (1) Meet the arrangement and visibility requirements of CS-LURS.1721; (2) Be easily legible under all lighting condition encountered in the control station, including direct sunlight during the entire useful life (3) Not inhibit the primary display of the data required by CS-LURS.1709 in any normal mode of operation. (4) Not inhibit the primary display of engine data as required by CS-LURS.1749 during the engine starting mode of operation; (5) Loss of a single display of flight data required by CS-LURS.1709 must be mitigated by (i) Emergency procedures leading to continued safe flight and landing; or (ii) Back-up indication (6) Incorporate sensory cues for the pilot that are equivalent to those in the instrument being replaced by the electronic display indicators; (7) Incorporate visual displays of instrument markings, required by CS-LURS.1741 to CS-LURS.1753, or visual displays that alert the pilot to abnormal operational values or											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
approaches to established limitation values, for each parameter required to be displayed by this CS.											
(b) 顯示系統使用壽命的具體限制必須在“持續適航指南”中加以說明。 (b) Specific limitations on display system useful life must be addressed in the Instructions for Continued Airworthiness.											
(c) 如本節所用，“儀表”指的是由一或多個設備，實質包含在一個單元內；“設備”指的是由兩個或多個實質上分開的單元或連接在一起的組件組成。 (c) As used in this section "instrument" includes devices that are physically contained in one unit, and devices that are composed of two or more physically separate units or components connected together.											
(d) 如本節所用，“主要”顯示是指顯示位於儀表板中的參數，以便飛行員在想要查看該參數時首先查看該參數。 (d) As used in this section "primary" display refers to the display of a parameter that is located in the instrument panel such that the pilot looks at it first when wanting to view that parameter.											
CS-LURS.1721 安排和可見度 CS-LURS.1721 Arrangement and visibility											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 每次飛行，導航、動力裝置儀表和數據鏈狀態信息必須清晰安排，並且無人機飛行員可以清楚地看到。 (a) Each flight, navigation, powerplant instrument and datalink status information must be clearly arranged and plainly visible to the UA Pilot.											
(b) 儀表板振動不得損壞或損害任何儀器的可讀性或準確性 (b) Instrument panel vibration may not damage or impair the readability or accuracy of any instrument											
CS-LURS.1722 警告、警示和諮詢燈 CS-LURS.1722 Warning, caution, and advisory lights											
如果導控站內安裝了警告，警示或建議燈號，除非經主管當局另行批准，否則他們必須 - (a) 紅色，用於警告燈（指示可能需要立即採取糾正措施的危險燈）； If warning, caution or advisory lights are installed in the Control station, they must, unless otherwise approved by the Agency, be - (a) Red, for warning lights (lights indicating a hazard which may require immediate corrective action);											
(b) 琥珀色，用於警示燈（指示可能需要採取未來糾正措施的燈）； (b) Amber, for caution lights (lights indicating the possible need for future corrective action);											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 綠色，安全操作燈; 和 (c) Green, for safe operation lights; and											
(d) 任何其他顏色，包括白色，用於(a)至(c)分段未描述的燈，但前提是顏色與(a)至(c)分段規定的顏色充分不同，以避免可能的混淆。 (d) Any other colour, including white, for lights not described in sub-paragraphs (a) through (c), provided the colour differs sufficiently from the colours prescribed in sub-paragraphs (a) to (c) to avoid possible confusion.											
CS-LURS.1723 空速指示器 CS-LURS.1723 Airspeed indicator											
空速指示器必須在標準大氣層的海平面上指示真空速，最大誤差不大於 (1) 校準空速的±5%;或 (2) ±9.3 km / h（5 kts）。 The airspeed indicator must indicate true airspeed, at sea level in a standard atmosphere, with a maximum error of not more than the greater of (1) ± 5% percent of the calibrated airspeed; or (1) ± 9.3 km/h (5 kts).											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.1727 磁方向指示器 CS-LURS.1727 Magnetic direction indicator.											
對於每個安裝的磁方向指示器： 補償裝置的水平飛行偏差不得超過任何航向 10º，除非無線電發射偏差時可能超過 10º 但不得超過 15º (a) 符合本條要求的標語牌必須安裝在磁方向指示器上或附近。 For each installed Magnetic Direction Indicator: The compensated installation must not have a deviation in level flight, greater than 10º on any heading except that when the radio is transmitting the deviation may exceed 10º but must not exceed 15º (a) A placard meeting the requirements of this section must be installed on or near the magnetic direction indicator.											
(b) 標牌必須在發動機運轉的水平飛行中顯示儀器的校準。 (b) The placard must show the calibration of the instrument in level flight with the engines operating.											
(c) 標語牌必須說明是否開啟或關閉無線電接收器。 每個校準讀數必須以不超過 45 度的增量進行磁航向。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) The placard must state whether the calibration was made with radio receivers on or off. Each calibration reading must be in terms of magnetic heading in not more than 45 degree increments.											
CS-LURS.1729 自動駕駛系統 CS-LURS.1729 Automatic pilot system											
(a)無人機飛行員必須能夠方便地進手系統操作的每個手動操作控制。 (a) Each manually operated control for the system’s operation must be readily accessible to the UA pilot.											
(b) 如果自動駕駛系統可以連接到機載導航設備，則必須向飛行員提供指示當前的操作模式。 選擇開關位置不能作為指示手段。 (b) If the automatic pilot system can be coupled to airborne navigation equipment, means must be provided to indicate to the pilots the current mode of operation. Selector switch position is not acceptable as a means of indication.											
CS-LURS.1731 使用電源的儀器 CS-LURS.1731 Instruments using a power supply											
必須有一種方法向無人機飛行員表明電源足以安全運行。 對於直流系統，可以使用電池供給器中的電流表。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
There must be a means to indicate to the UA Pilot that the electrical power supplies are adequate for safe operation. For direct current systems, an ammeter in the battery feeder may be used.											
CS-LURS.1737 燃油和電池容量儀器 (參照 AMC CS-LURS 1737 (a) (2) CS-LURS.1737 Fuel and battery capacity instruments (See AMC CS-LURS.1737(a)(2)											
(a) 燃油量指示器。必須安裝每個燃油量指示器，以便向無人機機組人員清楚地指示每架飛行中的燃油量。此外 - (1) 在水平飛行期間，當油箱中剩餘的燃油量等於根據 CS-LURS.959 確定的不可用燃油供應時，每個燃油量指示器必須校準為“”零“”; (2) 當兩個或多個油箱通過重力供油系統緊密相連並通氣時，當不能分別從每個油箱供油時，必須至少安裝一個燃油量指示器; （見 AMC CS-LURS.1737 (a) Fuel quantity indicator. Each fuel quantity indicator must be installed to clearly indicate to the UA crew the quantity of fuel in each tank in flight. In addition- (1) Each fuel quantity indicator must be calibrated to read "zero" during level flight when the quantity of fuel remaining in the tank is equal to the unusable fuel supply determined under CS-LURS.959; (2) When two or more tanks are closely interconnected by a gravity feed system and vented, and when it is impossible to feed from each tank separately, at least one fuel quantity indicator must											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
be installed; (see AMC CS-LURS.1737)											
(b) 燃油關閉： (1) 必須有措施防止每次關閉的誤失操作，並使機組人員在關閉後能夠在飛行中重新打開它。 (2) 該閥門的控制裝置必須在的機組成員的適當範圍內以利進手 (b) Fuel shutoff: (1)There must be means to guard against inadvertent operation of each shutoff, and to make it possible for the crew to reopen it in flight after it has been closed. (2)The control for this valve must be within easy reach of appropriate crewmembers											
(c) 油箱選擇閥必須： - (1) 需要一個單獨的獨特動作將選擇器置於“OFF”位置;並且油箱選擇器位置的位置使得當從一個油箱換到另一個油箱時，選擇器不可能通過“關閉”位置 (c) Fuel tank selector valves must: - (1) Require a separate and distinct action to place the selector in the ‘ OFF’ position; and have the tank selector positions located in such a manner that it is impossible for the selector to pass through the ‘OFF’ position when changing from one tank to another											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
對於電動 UA (e) 電池容量指示器必須安裝每個電池容量指示器，以便向無人機飛行員清楚地指示可用於飛行的剩餘電容量。 For electrically powered UA (e) Battery capacity indicator Each battery capacity indicator must be installed to clearly indicate to the UA pilot the electrical capacity available for flight..											
CS-LURS.1743 儀器標記: 通則 CS-LURS.1743 Instrument markings: general											
對於每個安裝的儀器 - (a) 當儀器的蓋玻片上有標記時，必須有方法保持玻璃蓋與錶盤正確對齊; 和 For each installed instrument - (a) When markings are on the cover glass of the instrument, there must be means to maintain the correct alignment of the glass cover with the face of the dial; and											
(b) 每個弧線和線必須足夠寬，並且位於清晰可見的位置。 (b) Each arc and line must be wide enough, and located, to be clearly visible.											
CS-LURS.1745 空速指示器 CS-LURS.1745 Airspeed indicator											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
對於每個已安裝的空速指示器： (a) 每個空速指示器必須按照(b)項的規定進行標記，標記位於相應的指示空速位置。 For each installed Airspeed Indicator: (a) Each airspeed indicator must be marked as specified in sub-paragraph (b), with the marks located at the corresponding indicated airspeeds.											
(b) 必須作出以下標記： (1) 紅色徑向線 - (i) 對於直升機以外的旋翼航空器，在 V_{NE}; 和 (ii) V_{NE} 直升機（通電）。 (2) 如果 V_{NE}（斷電）小於 V_{NE}（通電），則直升機 V_{NE}（斷電）處的紅色虛線。 (3) 警告範圍為黃色弧形。 (4) 對於安全工作範圍，綠色弧形 (b) The following markings must be made: (1) A red radial line- (i) For rotorcraft other than helicopters, at VNE; and (ii) For helicopters at VNE (power-on). (2) A red cross-hatched radial line at VNE (power-off) for helicopters, if VNE (power-off) is less											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
than VNE (power-on). (3) For the caution range, a yellow arc. (4) For the safe operating range, a green arc											
CS-LURS.1749 動力裝置儀器 CS-LURS.1749 Powerplant instruments											
應提供以下內容 (a)提供確保發動機在認證限制內運作所需的所有儀表顯示 ，並 The following shall be provided (a) All instrumentation required to assure operation of the engine within the certified limits and											
(b) 提供的任何失效的警告，要求 UA 機組人員警示和介入。 (b) UA crew alerts of any failures that require UA crew awareness and intervention.											
對於每個安裝的動力裝置儀表，根據儀器的類型 - (a) 每個最大值和（如適用）最低安全操作限值必須標有紅色徑向或紅色線; For each installed powerplant instrument, as appropriate to the type of instrument - (a) Each maximum and, if applicable, minimum safe operating limit must be marked with a red radial or a red line;											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 每個正常工作範圍必須標有綠色圓弧或綠色線，不得超出最大和最小安全限值; (b) Each normal operating range must be marked with a green arc or green line, not extending beyond the maximum and minimum safe limits;											
(c) 每個起飛和預防範圍必須標有黃色圓弧或黃色線; (c) Each take-off and precautionary range must be marked with a yellow arc or yellow line;											
(d) 每個發動機由於振動過大而受到限制範圍的必須用紅色圓弧或紅色線標記 (d) Each engine range that is restricted because of excessive vibration stresses must be marked with red arcs or red lines											
CS-LURS.1751 滑油量指示器 CS-LURS.1751 Oil quantity indicator											
每個安裝的油量指示器必須標記足夠的增量，以便準確地指示油量。 Each installed oil quantity indicator must be marked with enough increments to indicate readily and accurately the quantity of oil.											
CS-LURS.1752 無人機電氣系統警告和指示 CS-LURS.1752 UAV electrical systems warning and indication											
(a) 必須有一種方法可以立即向 UAS 機組人員發出任何 UA 發電設備故障的警告。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) There must be a means to give immediate warning to the UAS crew of a failure of any UA electrical power generating device.											
(b) 導控站必須有一種裝置，以向 UAS 機組人員指示安全運行所必需的電力系統數量 (b) A means must exist in the control station to indicate to the UAS crew the electric power system quantities essential for safe operation											
(c) 對任何導控站電源供應故障，可能導致 UAS 飛行任何階段的不安全狀況，包括著陸和起飛，應立即向 UAS 機組人員提供明確且清楚的警告， (c) A warning which is unambiguous and clearly distinguishable to the UAS crew shall be immediately provided for any control station power supply failure which could result in an unsafe condition in any phase of UAS flight, including landing and take off											
CS-LURS.1753 燃料量指示器 CS-LURS.1753 Fuel quantity indicator											
任何油箱的不可用燃油供應如果超過油箱容量的 5%，則必須在其指示器上標記紅色弧線，從校準的零讀數延伸到水平飛行中可獲得的最低讀數 If the unusable fuel supply for any tank exceeds 5 % of the tank capacity, a red arc must be marked on its indicator extending from the calibrated zero reading to the lowest reading obtainable in level flight											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.1755 控制標記 CS-LURS.1755 Control markings											
(a) 除主要飛行控製或控制功能明顯外，每個控制裝置必須明確標明其功能和操作方法。 (a) Each control, other than primary flight controls or control whose function is obvious, must be plainly marked as to its function and method of operation.											
(b) 對於動力裝置燃油控制 - (1) 每個油箱選擇器控制器必須標記，以指示每個油箱對應的位置和每個現有的交叉進給位置; (2) 如果安全操作需要按特定順序使用任何油箱，則必須在該油箱的選擇器上或附近標記該順序;和 (b) For powerplant fuel controls- (1) Each fuel tank selector control must be marked to indicate the position corresponding to each tank and to each existing cross feed position; (2) If safe operation requires the use of any tanks in a specific sequence, that sequence must be marked on, or adjacent to, the selector for those tanks; and											
(c) 可用燃料容量必須標記如下： (1) 對於沒有選擇器控制的燃油系統，必須在燃油量指示器上標明系統的可用燃油容量。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) 對於具有選擇器控制裝置的燃油系統，必須在選擇器控制裝置附近指示每個選擇器控制位置可用的燃油容量。 (c)Useable fuel capacity must be marked as follows: (1)For fuel systems having no selector controls, the useable fuel capacity of the system must be indicated at the fuel quantity indicator. (2)For fuel systems having selector controls, the useable fuel capacity available at each selector control position must be indicated near the selector control.											
(d) 用於輔助，輔助和緊急控制 - (1) 每個基本視覺位置指示器，例如顯示轉子節距的指示器，必須標記，以便每個機組成員可以隨時確定與其相關的單元的位置;和 (2) 每個緊急控制必須是紅色的，並且必須標明操作方法。 (d)For accessory, auxiliary, and emergency controls - (1)Each essential visual position indicator, such as those showing rotor pitch, must be marked so that each crew member can determine at any time the position of the unit to which it relates; and (2)Each emergency control must be red and must be marked as to method of operation.											
CS-LURS.1759 限制標牌 CS-LURS.1759 Limitations placard											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
在 UA Pilot 的清晰視野中必須有一個標語牌，用於指定旋翼飛機獲得批准的操作類型（VFR day，NO ICING）。 There must be a placard in clear view of the UA Pilot that specifies the kinds of operations (VFR day, NO ICING) for which the rotorcraft is approved.											
動力裝置控制 POWERPLANT CONTROLS											
CS-LURS.1761 動力裝置控制: 通則 CS-LURS.1761 Powerplant controls: general											
(a) 動力裝置控制裝置必須依 CS-LURS.777 規定定位和安排，並依 CS-LURS.1555 規定標記。 (a) Powerplant controls must be located and arranged under CS-LURS.777 and marked under CS-LURS.1555.											
(b) 每個靈活的動力裝置控制裝置必須是可接受的類型。 (b) Each flexible powerplant control must be of an acceptable kind.											
(c)每個控制裝置必須能夠維持任何設定位置，而無須: (1) 持續關注; 或 (2) 由於控制負荷或振動引起的令人不舒服傾向。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) Each control must be able to maintain any set position without- (1) Constant attention; or (2) Tendency to creep due to control loads or vibration.											
(d) 安全所需的動力裝置閥門的控制必須具備 (1) 對於手動閥門，正向停止或在燃料閥門的情況下適當的指標規定，處於打開和關閉位置; 和 (2) 對於動力輔助閥門，一種在閥門時向飛行機組人員發出指示的裝置 - (i) 處於完全開放或完全關閉的位置，或 (ii) 在完全開放和完全關閉的位置之間移動。 (d) Controls of powerplant valves required for safety must have (1) For manual valves, positive stops or in the case of fuel valves suitable index provisions, in the open and closed position; and (2) For power-assisted valves, a means to indicate to the flight crew when the valve- (i) Is in the fully open or fully closed position, or (ii) Is moving between the fully open and fully closed position.											
CS-LURS.1763 引擎控制 CS-LURS.1763 Engine controls											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 動力或增壓器控制必須提供積極及即時的響應方式來控制其發動機或增壓器。 (a) The power or supercharger control must give a positive and immediate responsive means of controlling its engine or supercharger.											
(b) 如果動力控制裝置包含燃油切斷功能，則控制裝置必須具有防止控制裝置意外移動到關閉位置的裝置。 手段必須 - (1) 在空轉位置有一個正向鎖定或停止; 和 (2) 需要和分離及不同的操作將控制器置於關閉位置。 (b) If a power control incorporates a fuel shut-off feature, the control must have a means to prevent the inadvertent movement of the control into the shut-off position. The means must - (1) Have a positive lock or stop at the idle position; and (2) Require a separate and distinct operation to place the control in the shut-off position.											
CS-LURS.1765 點火開關 CS-LURS.1765 Ignition switches											
(a) 每個點火電路必須是獨立開關，並且不得要求任何其他開關的操作使點火電路有效。 (a) Each ignition circuit must be independently switched, and must not require the operation of any other switch for it to be made operative.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 必須安排和設計點火開關，以防止意外操作。 (b) Ignition switches must be arranged and designed to prevent inadvertent operation.											
(c) 點火開關不得用作其他電路的主開關。 (c) The ignition switch must not be used as the master switch for other circuits.											
CS-LURS.1767 混合控制 CS-LURS.1767 Mixture control											
控制器必須要求單獨且不同的操作來將控制器移向傾斜或關閉位置。 The control must require a separate and distinct operation to move the control toward lean or shut-off position.											
CS-LURS.1769 轉子制動器控制 CS-LURS.1769 Rotor brake controls											
(a) 在飛行中不慎中啟用轉子製動器必須是不可能的。 (a) It must be impossible to apply the rotor brake inadvertently in flight.											
(b) 如果轉子製動器在起飛前沒有完全釋放，必須有警告機組人員的方法。 (b) There must be means to warn the crew if the rotor brake has not been completely released before take-off.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
CS-LURS.1771 控制站主開關安排 CS-LURS.1771 Control Station Master switch arrangement											
(a) 必須有一個主開關或多個開關，以便能夠準備好斷開 UA 上的所有電源。 斷開點必須與開關控制的源頭相鄰。 (a) There must be a master switch or switches arranged to allow ready disconnection of all electric power sources on the UA. The point of disconnection must be adjacent to the sources controlled by the switch.											
(b) 主開關裝置的安裝必須使 UA 飛行員在操作過程中易於辨別和接觸。 (b) The master switch arrangement must be so installed that it is easily discernible and accessible to the UA Pilot during operation.											
CS-LURS.1775 導控站導控權切換(參照 AMC 1775 (b)、AMC 1775 (c) 和 AMC 1775 (d)) CS-LURS.1775 Control station handover (See AMC.1775 (b), AMC.1775 (c) and AMC.1775 (d))											
當無人機系統設計具有多個導控站可切換控制無人機： (a) 必須使所有無人機系統之機組成員明確識別目前無人機的主控導控站。 Where the UA System is designed for UA hand over between multiple control stations: (a) The in-control control station must be clearly identified to all UAS crew members.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 在移交期間必須保持積極控制。 (b) Positive control must be maintained during handover.											
(c) 在交接期間轉移的指揮和控制功能必須得到主管當局的批准，並在無人機系統飛行手冊中規定。 (c) The command and control functions that are transferred during handover must be approved by the Certifying Authority and defined in the UA System Flight Manual.											
(d)多個導控站之間的切換不得導致不安全的情況。 (d) Handover between multiple control stations must not lead to unsafe conditions.											
(e) 主控導控站必須具備處理緊急情況所需的功能。 (e) The in-control control station must have the required functionality to accommodate emergency situations.											
CS-LURS.1777 多軸無人機的命令和控制 (參照 AMC CS-LURS 1777) CS-LURS.1777 Command and control of multiple UA (see AMC CS-LURS.1777)											
保留 Reserved											

Appendix A：持續適航要求 INSTRUCTIONS FOR CONTINUED AIRWORTHINESS

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
附錄 A APPENDIX A											
持續適航介紹 INSTRUCTIONS FOR CONTINUED AIRWORTHINESS											
A.LURS.1 通則 A.LURS.1 General											
(a) 本附錄規定了按照 CS-LURS.1529 的要求編制持續適航指令的要求。 (a) This appendix specifies requirements for the preparation of instructions for continued airworthiness as required by CS-LURS. 1529.											
(b) 每個 RPAS 的持續適航指令必須包括每個發動機和旋翼（以下稱“產品”）的持續適航指令，任何適用的 CS 或操作規則所要求的每個設備，以及與此相關的任何所需信息。 這些設備和產品與 RPAS 的接口。 如果 RPAS 中安裝的設備或產品的製造商不提供持續適航性的說明，則 RPAS 持續適航的說明必須包括對旋翼航空器持續適航性至關重要的信息。 (b) The instructions for continued airworthiness for each RPAS must include the instructions for continued airworthiness for each engine and rotor (hereinafter designated "products"), for each											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
appliance required by any applicable CS or operating rule, and any required information relating to the interface of those appliances and products with the RPAS. If instructions for continued airworthiness are not supplied by the manufacturer of an appliance or product installed in the RPAS, the instructions for continued airworthiness for the RPAS must include the information essential to the continued airworthiness of the rotorcraft.											
A.LURS.2 格式 A.LURS.2 Format											
(a) 持續適航指示必須採用適合於提供的數據量的手冊或手冊的形式。 (a) The instructions for continued airworthiness must be in the form of a manual or manuals as appropriate for the quantity of data to be provided.											
(b) 手冊或手冊的格式必須提供實際安排。 (b) The format of the manual or manuals must provide for a practical arrangement.											
A.LURS.3 內容 A.LURS.3 Content											
手冊或手冊的內容必須以英文編寫。持續適航的說明必須包含以下手冊或段落，並酌情： (a) RPAS 維護手冊或段落： (1) 介紹信息，包括對維護所需程度的 RPAS 特徵和數據的說明。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) RPAS 及其係統和裝置的描述，包括其發動機，轉子和設備。 (3) 描述 RPAS 組件和系統如何控制及其運行方式的基本控制和操作信息，包括適用的任何特殊程序和限制。 (4) 維修信息，包括有關維修點，油箱容量，容器，使用的液體類型，適用於各種系統的壓力，檢查和維修檢修面板的位置，潤滑點的位置，潤滑劑的詳細信息二手，維修所需的設備，拖車說明和限制，繫泊，升降和平整信息。 The contents of the manual or manuals must be prepared in the English language. The instructions for continued airworthiness must contain the following manuals or paragraphs, as appropriate, and information: (a) RPAS maintenance manual or paragraph: (1) Introduction information that includes an explanation of the RPAS's features and data to the extent necessary for maintenance. (2) A description of the RPAS and its systems and installations including its engine, rotors, and appliances. (3) Basic control and operation information describing how the RPAS components and systems are controlled and how they operate, including any special procedures and limitations that apply. (4) Servicing information that covers details regarding servicing points, capacities of tanks,											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
reservoirs, types of fluids to be used, pressures applicable to the various systems, location of access panels for inspection and servicing, locations of lubrication points, the lubricants to be used, equipment required for servicing, tow instructions and limitations, mooring, jacking, and leveling information.											
(b) 維護說明 (1) 為 RPAS 及其發動機，輔助動力裝置，轉子附件，儀表和設備的每個部分安排信息，提供應對其進行清潔，檢查，調整，測試和潤滑的建議週期，以及檢查，適用的磨損公差和這些時期推薦的工作。但是，如果證明該項目具有極高的複雜程度，需要專門的維護技術，測試設備或專業知識，則允許將附件，儀器或設備製造商稱為此信息的來源。還必須包括建議的大修期和必要的交叉參考手冊的適航限制段落。此外，必須包括一項檢查計劃，其中包括為 RPAS 持續適航所必需的檢查的頻率和程度。 (2) 故障排除信息描述問題故障，如何識別這些故障，以及這些故障的補救措施。 (3) 描述拆卸和更換產品和部件的順序和方法的信息，並採取任何必要的預防措施。 (4) 其他一般程序指令，包括地面運行期間的系統測試程序，對稱性檢查，稱重和確定重心，提升和支撐以及存儲限制。 (b) Maintenance instructions (1) Scheduling information for each part of the RPAS and its engines, auxiliary power units,											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
rotors accessories, instruments and equipment that provides the recommended periods at which they should be cleaned, inspected, adjusted, tested, and lubricated, and the degree of inspection, the applicable wear tolerances and work recommended at these periods. However, it is allowed to refer to an accessory, instrument or equipment manufacturer as the source of this information if it is shown that the item has an exceptionally high degree of complexity requiring specialized maintenance techniques, test equipment, or expertise. The recommended overhaul periods and necessary cross references to the airworthiness limitations paragraph of the manual must also be included. In addition, an inspection program that includes the frequency and extent of the inspections necessary to provide for the continued airworthiness of the RPAS must be included. (2) Troubleshooting information describing problem malfunctions, how to recognize those malfunctions, and the remedial action for those malfunctions. (3) Information describing the order and method of removing and replacing products and parts with any necessary precautions to be taken. (4) Other general procedural instructions including procedures for system testing during ground running, symmetry checks, weighing and determining the centre of gravity, lifting and shoring, and storage limitations.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 結構檢查板的圖表以及在沒有提供檢修板時進入檢查所需的信息。 (c) Diagrams of structural access plates and information needed to gain access for inspections when access plates are not provided.											
(d) 特殊檢查技術的應用細節，包括射線照相和超聲波檢測，其中規定了此類過程。 (d) Details for the application of special inspection techniques including radiographic and ultrasonic testing where such processes are specified.											
(e) 檢查後對結構進行保護性處理所需的信息。 (e) Information needed to apply protective treatments to the structure after inspection.											
(f) 與結構緊固件相關的所有數據，例如識別，丟棄建議和扭矩值。 (f) All data relative to structural fasteners such as identification, discard recommendations, and torque values.											
(g) 所需的特殊工具清單。 (g) A list of special tools needed.											
A.LURS.4 適航限制部分 A.LURS.4 Airworthiness Limitations Section											
持續適航指令必須包含一個標題為適航限制的段落，該段落是隔離的，並且與文件的其餘											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
部分明確區分開來。 本段必須列出 CS-LURS.571 批准的每個強制更換時間，結構檢查間隔和相關結構檢查程序。 如果持續適航指令由多個文件組成，則本分段要求的段落必須包含在主要手冊中。 本段必須在顯著位置包含清晰的聲明，內容如下： “適航限制部分已獲批准，並且還必須批准變更” The instructions for continued airworthiness must contain a paragraph titled Airworthiness Limitations, that is segregated and clearly distinguishable from the rest of the document. This paragraph must set forth each mandatory replacement time, structural inspection interval, and related structural inspection procedure approved under CS-LURS.571. If the instructions for continued airworthiness consists of multiple documents, the paragraph required by this sub-paragraph must be included in the principal manual. This paragraph must contain a legible statement in a prominent location that reads: "The airworthiness limitations section is approved and variations must also be approved".											

Appendix B：引擎 ENGINES

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
附錄 B APPENDIX B											
內燃機 COMBUSTION ENGINES											
B-LURS.1 適用性 (參照 AMC -B-LURS.1) B-LURS.1 Applicability (See AMC -B-LURS.1)											
(a) 本附錄 B 適用於無人駕駛超輕型旋翼機（直升機）的發動機。 (a) This appendix B is applicable to engines for Unmanned Very Light Rotorcraft (helicopters).											
(b) 如渦輪發動機之特定需求，則以下限制適用於簡化認證要求： (1) 根據這些要求認證的發動機僅用於為輕型無人駕駛飛機系統提供動力。 (2) 無引氣，無反轉功能 (3) 不適用於結冰或冰雹天候條件飛行 (4) 不適用於技飛行 (5) 此處,渦輪不提供附件動力，僅渦輪本身。 (b) Where specific requirements for turbine engines are mentioned, the following restrictions are											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
applicable to simplify the certification requirements: (1) The engine certificated under these requirements is used to power Light Unmanned Rotorcraft Systems only. (2) no bleed air, no reverse functions (3) no flight in icing or hail conditions (4) no aerobatic operation (5) the turbine is not used to drive accessories, that are essential for any other means than the turbine itself											
B-LURS.3 說明書 B-LURS.3 Instruction manual											
必須建立安裝和操作發動機的說明。特別是，必須包括以下說明： (a) 操作限制，包括對氣缸蓋，冷卻液出口，油的溫度的任何相關限制。 Instructions for installing and operating the engine must be established. In particular, the following instructions must be included: (a) The operating limitations, including any relevant limitation on temperatures for cylinder heads, coolant outlet, oil.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b)需修正非標準大氣之功率等級評估及程序。 (b) The power ratings and procedures for correcting for non-standard atmosphere.											
(c) 在正常和極端環境條件下建議的程序─ (1) 啟動 (2) 在地面上作業; 和 (3) 飛行期間的操作。 (c) The recommended procedures, under normal and extreme ambient conditions for- (1) Starting; (2) Operating on the ground; and (3) Operating during flight.											
(d) 對於二衝程發動機，燃油比。 (d) For two-stroke engines, fuel/oil ratio.											
B-LURS.5 發動機功率等級和操作限制 B-LURS.5 Engine power ratings and operating limitations											
引擎功率等級和操作限制須依本附錄 B 規定的試驗以驗證其操作條件。其中包括自行訂定引擎安全運轉所需的速度，溫度，壓力，燃料和油的限制。 Engine power ratings and operating limitations must be based on the operating conditions											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
demonstrated during the tests prescribed in this appendix B. They include limitations relating to speeds, temperatures, pressures, fuels and oils which the applicant finds necessary for the safe operation of the engine.											
B-LURS.7 選擇發動機額定功率 B-LURS.7 Selection of Engine power ratings											
(a) 申請人必須選擇所要求的發動機額定功率。 (a) Requested engine power ratings must be selected by the applicant.											
(b) 選定之等級須滿足所有同類型發動機於該等級條件下之最低功率值。 (b) Each selected rating must be for the lowest power that all engines of the same type may be expected to produce under the conditions used to determine that rating.											
B-LURS.9 發動機關鍵零組件 B-LURS.9 Engine Critical Parts											
(a) 關鍵零組件係指該元件失效可能對旋翼載具造成災難性影響，並須控制其已俱之關鍵特性以確保其完整性。 (a) A critical part is a part, the failure of which could have a catastrophic effect upon the rotorcraft, and for which critical characteristics have been identified which must be controlled to ensure the required level of integrity.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 若發動機型態設計包括關鍵零組件，則須建立關鍵零組件清單。亦須建立程序來定義關鍵設計特徵及影響這些特徵的製程，並確認所需之設計變更及製程變更管控，符合第 21 部分品保需求。 (b) If the engine type design includes critical parts, a critical parts list must be established. Procedures must be established to define the critical design characteristics, identify processes that affect those characteristics, and identify the design change and process change controls necessary for showing compliance with the quality assurance requirements of Part 21.											
B-LURS.11 材料 B-LURS.11 Materials											
零組件的材料的適用性和耐久性，對安全產生不利影響之失效，須 - (a) 根依據經驗或測試; The suitability and durability of materials used for parts, the failure of which could adversely affect safety, must- (a) Be established on the basis of experience or tests;											
(b)滿足核定規範，確保其設計數據中設定之強度和其他特性; 和 (b) Meet approved specifications that ensure their having the strength and other properties assumed in the design data; and											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 考量服役期間可能面臨之環境條件影響，例如溫度和濕度。 (c) Take into account the effects of environmental conditions, such as temperature and humidity, expected in service.											
B-LURS.13 製造方法 B-LURS.13 Fabrication methods											
(a) 製造方法須俱一致性成熟之架構。如製程（如膠合，點焊或熱處理）需嚴格控管才能達此目標，則須依核可之製程規範執行製作。 (a) The methods of fabrication used must produce consistently sound structures. If a fabrication process (such as gluing, spot welding, or heat-treating) requires close control to reach this objective, the process must be performed according to an approved process specification.											
(b) 每項新的製造方法必須由測試計畫驗證。 (b) Each new fabrication method must be substantiated by a test program.											
B-LURS.15 扣件 B-LURS.15 Fasteners											
(a) 每個可拆卸的螺栓，螺釘，螺帽，銷或其他緊固件，因鬆脫可能危及發動機的安全操作，必須使用 2 個獨立鎖固裝置。緊固件及其鎖固裝置不受不利環境條件影響飛機之安裝。 (a) Each removable bolt, screw, nut, pin or other fastener whose loss could jeopardize the safe											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
operation of the engine must incorporate two separate locking devices. The fastener and its locking devices may not be adversely affected by the environmental conditions associated with the particular aircraft installation.											
(b) 除在自鎖裝置加裝無摩擦鎖定裝置，否則自鎖螺帽不得使用於任何轉動件上。 (b) No self-locking nut may be used on any bolt subject to rotation in operation unless a non-friction locking device is used in addition to the self-locking device.											
B-LURS.17 結構保護 B-LURS.17 Protection of structure											
須適當地保護引擎結構件，以防止因任何原因（包括風化，腐蝕和磨損）導致的服役期之強度衰退或損耗。 Each part of the engine structure must be suitably protected against deterioration or loss of strength in service due to any cause, including weathering, corrosion and abrasion.											
B-LURS.19 檢驗規定 B-LURS.19 Inspection provisions											
須建立元件細部檢查方式，包括重複檢驗，元件定位和功能調整，潤滑或上下架之組裝拆卸。 There must be means to allow the close examination of each part that requires recurring											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
inspection, adjustment for proper alignment and functioning, lubrication or rigging and de-rigging.											
B-LURS.20 功能 (渦輪發動機) B-LURS.20 Functioning (turbine engines)											
發動機在製造商所指定的環境操作範圍內及包含進氣壓力、溫度的運轉條件下，必須排除危險的湧振現象及不穩定性。 The engine must be free from dangerous surge and instability throughout its operating range of ambient and running conditions within the air intake pressure and temperature conditions declared by the constructor.											
B-LURS.21 發動機控制系統 B-LURS.21 Engine Control System											
(a) 發動機控制系統須合其功能，具簡易性，平穩性和正向性。 (a) The engine control system must operate with the ease, smoothness, and positiveness appropriate to its functions.											
(b) 控制系統需透過實測，使用下列方式執行預定功能測試： (1) 相關控制參數的設定值選用，於所訂定之飛行包絡線內之大氣變化，維持引擎運轉於核可之操作限制內，而											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) 不產生不可接受的推力或輸出動力振盪。 (b) It must be substantiated by tests, analysis or a combination thereof that the Engine Control System performs the intended functions in a manner which – (1) Enables selected values of relevant control parameters to be maintained and the engine kept within the approved operating limits over changing atmospheric conditions in the declared flight envelope, and (2) Does not create unacceptable thrust or power oscillations.											
(c) 所示技術層次須包含在安裝說明中。 (c) It must also be demonstrated that the engine is capable to function properly in case of exposure to radio magnetic interference. The demonstrated levels have to be included in the Installation Instructions.											
B-LURS.23 發動機支架系統 B-LURS.23 Engine Mounting System											
當發動機由合適的發動機安裝結構正確支撐時，構成發動機支撐安裝之元件及其他易受嚴重影響的引擎元件須 (a) 能承受最大負載而不會產生不利的永久變形。 任何加載至全負載時，變形不會影響安全操作。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
Each engine component which forms part of the engine mounting and any other parts of the engine liable to be critically affected must, when the engine is properly supported by a suitable engine-mounting structure, (a) Be able to support limit loads without detrimental permanent deformation. At any load up to limit loads, the deformation may not interfere with safe operation.											
(b) 能夠無失效地支稱極限負載。 須驗證： (1) 極限負載靜態測試達 3 秒以上; 或 (2) 動態測試模擬實際負載應用。 (b) Be able to support ultimate loads without failure. This must be shown by- (1) Applying ultimate loads to the structure in a static test for at least 3 seconds; or (2) Dynamic tests simulating actual load application.											
B-LURS.25 防火 B-LURS.25 Fire prevention											
(a) 引擎設計建構及所用材料須能防止在正常操作和失效條件下發生火災及擴散的可能性，並盡量減少這種火災的影響。 (a) The design and construction of the engine and the materials used must minimize the probability of the occurrence and spread of fire during normal operation and failure conditions											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
and must minimize the effects of such a fire.											
(b) 除(c)項要求外，在發動機運轉時,輸送易燃液體的每個外部管路之配件及其他元件須具有抗火性，但如易燃液體容器和支稱架是附在發動機上,則須具防火性或採防火材包覆，除非火災對任何非防火元件損壞不會造成易燃液體洩漏或溢出。組件務必進行屏蔽或定位，以防止易燃液體洩漏著火。發動機上容積小於 23.7 升的油底殼不需要防火，也不能用防火罩包圍 (b) Except as required by subparagraph (c), each external line, fitting and other component which conveys flammable fluid during engine operation must be at least fire resistant, except that flammable fluid tanks and supports which are part of and attached to the engine must be fireproof or be enclosed by a fireproof shield unless damage by fire to any non-fireproof part will not cause leakage or spillage of flammable fluid. Components must be shielded or located so as to safeguard against the ignition of leaking flammable fluid. An integral oil sump of less than 23.7 liter capacity on an engine need not be fireproof nor be enclosed by a fireproof shield.											
(c) (b)項不適用於排氣管和排水管及其配件，其失效不會導致或增加火災危險。 (c) Subparagraph (b) does not apply to vent and drain lines, and their fittings whose failure will not result in, or add to, a fire hazard.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
(d) 引擎防火牆元件設計,建構及安裝須： (1) 防火性;和 (2) 建構不會有危險的空氣，流體或火焰越過或通過防火牆;和： (3) 防腐蝕 (d) An engine component designed, constructed and installed as a firewall must be: (1) Fireproof; and (2) Constructed so that no hazardous quantity of air, fluid or flame can pass around or through the firewall; and: (3) Protected against corrosion											
(e) 除(a)和(b)項的要求外，位於特定燃燒區域的發動機控制系統部件須具有防火性。 (e) In addition to the requirements of subparagraphs (a) and (b), engine control systems components which are located in a designated fire zone must be at least fire resistant.											
(f) 任何易產生靜電放電或電氣漏電之組件，模組，儀器和附件之設計及建構需與發動機地線相接，以盡量減少外部可能具易燃液體或油氣區域引燃的風險。 (f) Any components, modules, equipment and accessories which are susceptible to or are potential sources of static discharges or electrical fault currents must be designed and constructed so as to be grounded to the engine reference in order to minimize the risk of ignition											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
in external areas where flammable fluids or vapors could be present.											
(g) 發動機組裝結構或附件安裝點須具防火功能，無論裝設或防護裝置，須能防範可預期動力系統火災狀態下，至少能維持 5 分鐘以上之基本運作。 (g) Those features of the engine which form part of the mounting structure or engine attachment points must be fireproof, either by construction or by protection, or protected so they can perform their essential functions for at least 5 minutes under any foreseeable powerplant fire conditions.											
B-LURS.27 耐久性 (參照 AMC B-LURS.27) B-LURS.27 Durability (See AMC B-LURS.27)											
發動機設計和構造須盡可能降低於返廠維修期間外發生不安全狀況的可能性。 Engine design and construction must minimize the probability of occurrence of an unsafe condition of the engine between overhauls.											
B-LURS.29 發動機冷卻 B-LURS.29 Engine cooling											
發動機設計和構造須在旋翼載具預期超作條件下提供必要的冷卻。 Engine design and construction must provide the necessary cooling under conditions in which											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
the rotorcraft is expected to operate.											
B-LURS.31 附件裝置 B-LURS.31 Accessory attachment											
(a) 各附件之驅動及安裝設計和建構，須滿足發動機具該附件系統時，能正常運作。發動機設計須考量各重要附件之檢查，調整或拆除作業。 (a) Each accessory drive and mounting attachment must be designed and constructed so that the engine will operate properly with the accessories attached. The design of the engine must allow the examination, adjustment or removal of each essential engine accessory.											
(b) 除發動機型態設計必要裝置外，發動機不做附件之驅動裝置。 (b) The engine shall not provide accessory drives other than used for essential engine equipment which is part of the engine Type Design.											
B-LURS.33 震動(參照 AMC -B-LURS.33) B-LURS.33 Vibration (See AMC -B-LURS.33)											
(a) 發動機之設計及構造，需滿足從怠速到 103%軸轉速（於（增壓）往復式或轉子引擎）或起飛最大推力轉速之 103%輸出轉速（渦輪發動機）而不發生影響零件和組件的完整性之震動模式。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) The engine must be designed and constructed to function from idling to 103% crankshaft (for (supercharged) reciprocating or rotary engines) or 103% output shaft (for turbine engines) rotational speed at maximum take off conditions without vibration levels which may affect the integrity of parts and assemblies.											
(b) 引擎於既定之操作區間之轉速及功率需涵蓋螺槳載具起飛等效功率之轉速加 3%，仍能承受震動測試。 每個附件驅動器和安裝須能於服役期間承受臨界負載。 (b) The engine must withstand a vibration survey throughout the expected operating range of rotational speed and power of the engine and up to an engine speed equivalent to take-off power on rotorcraft rotor speed plus 3%. Each accessory drive and mounting attachment must be loaded with the critical loads expected in service.											
(c) 柴油發動機：為避免測試結束於最高扭力情況下關車，(a)和(b)中的測試條件需納入啟動和關車程序。 (c) For diesel engines: due to the possible high torque peak at shutdown the test conditions in a) and b) needs to incorporate the start and shutdown sequence.											
B-LURS.35 點火系統 (參照 AMC -B-LURS.35) B-LURS.35 Ignition (See AMC -B-LURS.35)											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
除壓縮點火發動機外，發動機必須配備雙點火系統，其所有磁路和電路完全獨立，或具有至少與雙系統相同可靠性的單點火系統。於啟動和飛行條件下，點火系統須在發動機操作範圍內運作正常。 Except for compression ignition engines, the engine must be equipped with a dual ignition system having all the magnetic and electrical circuits entirely independent, or with a single ignition system of at least equal reliability to a dual system. The ignition system must function throughout the complete operating range of the engine under all starting and flight conditions.											
B-LURS.37 燃油和進氣系統 B-LURS.37 Fuel and induction system											
(a) 燃料規格需審核，包括添加劑及相關流量，溫度和壓力限制，以確保螺槳引擎於所自訂之操作區間內正常運作。(參照 AMC B-LURS 37 (a)) (a) Each fuel specification to be approved, including any additive, and the associated limitations in flow, temperature and pressure that ensure proper engine functioning under all intended operating conditions must be declared and substantiated. (See AMC B-LURS.37(a))											
(b) 發動機燃油系統之設計及構造需滿足於操作區間內之各起動，飛行及各大氣條件下，提供燃燒室適當之混合油氣，並能維持製造商律定的轉速範圍。 (b) The fuel system of the engine must be designed and constructed to supply the appropriate											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
mixture of fuel to the combustion chambers throughout the complete operating range of the engine under all starting, flight and atmospheric conditions. It should also keep the rotational speed in the range, defined by the manufacturer.											
(c) 發動機的進氣道設計及構造需具避免通道中的空氣或油氣積冰和凝結功能。 (c) The intake passages of the engine through which air, or fuel in combination with air, passes must be designed and constructed to minimize ice accretion and vapour condensation in those passages											
(d) 為保護燃油系統，防止異物進入所需之過濾功能及型式需律定。申請人須證明（如在 B-LURS.47(a)規定的 50 小時運行中，通過規定的過濾裝置的外來顆粒不會嚴重損害發動機燃油系統的運作 (d) The type and degree of fuel filtering necessary for protection of the engine fuel system against foreign particles in the fuel must be specified. The applicant must show (e.g. within the 50-hour run prescribed in B-LURS.47(a) that foreign particles passing through the prescribed filtering means will not critically impair engine fuel system functioning											
(e) 壓縮點火發動機之各燃料系統須能於其流量和壓力區間內持續運行，初始燃油採 27℃時之飽和含水量，為每升油含 0.198cm3 水，並冷卻至最危險的結冰情況，以模擬操作時可能遭遇之環境。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(e) Each fuel system for a compression ignition engine must be capable of sustained operation throughout its flow and pressure range with fuel initially saturated with water at 27ºC and having 0.198 cm3 of free water per liter added and cooled to the most critical condition for icing likely to be encountered in operation.											
(f) 進氣系統通道傳導燃油和空氣混合物，需具積油自排功能，以防止油氣累積造成燃燒室中的液鎖現象。這適用於申請人所制訂之所有操作高度 (f) Each passage in the induction system that conducts a mixture of fuel and air, and in which fuel may accumulate, must be self-draining to prevent a liquid lock in the combustion chambers. This applies to all attitudes selected by the applicant											
(g) 發動機設計必須防止燃料在不使用時積聚在發動機內部的情況。這適用於申請人所建立的所有態度，即當發動機安裝的飛機處於靜態地面姿態時發動機可以具有的態度。 (g) The engine design has to prevent situations in which fuel may accumulate inside the engine while not in use. This applies to all attitudes that the applicant establishes as those the engine can have when the aircraft in which it is installed is in the static ground attitude.											
B-LURS.39 滑油系統 B-LURS.39 Lubrication system											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 發動機滑系統之設計和構造，需滿足旋翼航空器於所訂之飛行高度及大氣條件下都能正常運作。尤其對濕式油底殼發動機於最低滑油狀態，須滿足這一要求，最低滑油量不得低於滿油量一半。 (a) The lubrication system of the engine must be designed and constructed so that it will function properly in all attitudes and atmospheric conditions in which the rotorcraft is expected to operate. In wet-sump engines this requirement must be met when the engine contains only the minimum oil quantity, the minimum quantity being not more than half the maximum quantity.											
(b) 發動機滑油系統之設計和構造需包含其冷卻方式。 (b) The lubrication system of the engine must be designed and constructed to allow installing a means of cooling the lubricant.											
(c) 曲軸箱須鑿孔，以防止曲軸箱因過大壓力發生洩漏。 (c) The crankcase must be vented to preclude leakage of oil from excessive pressure in the crankcase.											
(d) 如發動機屬燃/滑油混合潤滑，則須建立其妥善混合的可靠供油方法。 (d) If an engine depends upon a fuel/oil mixture for lubrication, then a reliable means of providing it with the appropriate mixture must be established.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(e) 如發動機屬燃/滑油定比例混合潤滑，申請人須確認該比例於飛機所訂之超作範圍內，能洽當潤滑發動機並降低燃油消耗量。 (e) If the engine lubrication depends upon oil premixed to fuel in a declared fixed percentage, then the applicant must demonstrate that this percentage can assure appropriate engine lubrication also in reduced fuel consumption conditions throughout the whole range of intended conditions in which the rotorcraft is expected to operate.											
B-LURS.41 高能轉子限制條件 B-LURS.41 High Energy Rotor Containment											
(a) 於每個高能發動機轉子，發動機設計需提供以下任何一項： (1) B-LURS.41(g)(1)(i)或(g)(1)(ii)中規定的最大葉片截面。 (2) B-LURS.41(g)(2)中規定的葉片根部失效致使葉片斷裂。 (a) For each high-energy engine rotor, the engine must be designed to provide containment of either: (1) The largest blade section as specified in -B-LURS.41 (g) (1) (i) or (g) (1) (ii). (2) Maximum kinetic energy fragments from the hub failure as specified in B-LURS.41 (g) (2).											
(b) 每個高能轉子需依 B-LURS.41(a)和(h)律定，關鍵及非關鍵，在 B-LURS.41(f)和(g)的條件下執行 B-LURS.41(c)中規定的試驗，分析或其組合以驗證符合 B-LURS.41 (c)和(d)規											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
範。 (b) Compliance with B-LURS.41(a) and (h) of each high-energy rotor, critical and non-critical, must be substantiated by test, analysis or combination thereof as specified in B-LURS.41 (c) and (d), under the conditions of B-LURS.41 (f) and (g).											
(c) 每個壓縮器及渦輪轉子組件的關鍵轉子須通過發動機試驗驗證。 (c) The critical rotor of each compressor and turbine rotor assembly must be substantiated by engine test.											
(d) 各分析或元件或機架測唯經引擎測試驗證通過始具效能。 (d) Analyses and / or component or rig tests may be substituted only if they are validated by engine test.											
(e) 非關鍵轉子可透過有效之分析以驗證。 (e) Non-critical rotors may be substantiated by validated analysis.											
(f) 必須在以下速度和溫度條件下證明其限制條件： (1)依下列任一原因產生之最高轉速： (i) 發動機控制系統之單一失效，或 (ii) 非因遠端操控所產生之單一失效或多重失效。 (2) 具限制條件元件之溫度設定不得低於發動機在最大功率/推力額定值下之運轉溫度。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(f) Containment must be demonstrated at the following speed and temperature conditions: (1) The highest speed which would result from either: (i) Any single failure of the Engine Control System, or (ii) Any single failure or likely combination of failures not considered to be Extremely Remote. (2) The temperature of the containing components must not be lower than the temperature during operation of the engine at maximum power/thrust rating.											
(g) 限制條件須依下列任一項制訂： (1) 葉片限制如下： (i) 對離心式壓縮器及徑向渦輪，除經證實可能發生單一葉片局部失效，否則應保持葉片完整無損。 (ii) 對軸流式壓縮器或渦輪轉子，因葉片外罩故障引發之葉片破裂；或對於一體鑄造葉片轉盤，至少為葉片的 80%。 (2) 葉片根部之限制條件：對各式之壓縮機和渦輪機，需防止因失效而產生最大平移動能所造成之葉片碎裂。 附註：限制條件測試須於發動機安裝於飛機之仿真檯架進行測試。 (g) Containment must be substantiated in accordance with either or below: (1) Blade containment under the following conditions:										

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(i) For centrifugal compressors and radial turbines, one whole blade unless it is substantiated that failure of a smaller portion of the blade is more likely to occur. (ii) For axial compressor or turbine rotors, the blade fragment resulting from failure at the outermost retention groove, or, for integrally bladed rotor-discs, at least 80 percent of the blade. (2) Hub containment under the following condition: for all types of compressors and turbines, fragments resulting from a failure which produces the maximum translational kinetic energy. Note: The containment tests have to be performed with the engine fitted to a representative mounting system intended to be used for the typical aircraft installation.											
(h) 須證明符合以下規格： (1) 發動機不會遭受持續之外部火源 (2) 發動機不會將高能量碎片徑向射穿外罩 (3) 發動機不會傳遞釋放軸向殘餘高能。 (4) 如果異物從發動機進氣口或排氣口噴入，其最大尺寸，重量，能量和碎片軌跡依目視回報估算，並提供於發動機安裝說明書中。 (h) It must be shown that the following specifications were met: (1) The engine did not experience a sustained external fire (2) The engine did not release high-energy fragments radially through the engine casings											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(3) The engine did not axially release any substantially whole rotors with residual high energy. (4) If debris were ejected from the engine inlet or exhaust, the approximate reported maximum size, weight, energy and trajectory of the debris must be estimated and provided in the engine instructions for installation.											
B-LURS.43 調校測試 (參照 AMC B-LURS.43) B-LURS.43 Calibration test (See AMC B-LURS.43)											
每台發動機必須執行必要的校準試驗，以確定其功率特性和 B-LURS.47(a)至(d)中規定的耐久性試驗條件。 功率特性校準測試結果供建立整個操作區間特性對應之軸轉速，歧管壓力和空燃比之設定。 功率等級評估以海平面的標準大氣條件為基準。 Each engine must be subjected to the calibration tests necessary to establish its power characteristics and the conditions for the endurance test specified in B-LURS.47 (a) to (d). The results of the power characteristics calibration tests form the basis for establishing the characteristics of the engine over its entire operating range of crankshaft rotational speeds, manifold pressures and fuel/air mixture settings. Power ratings are based on standard atmospheric conditions at sea level											
B-LURS.45 爆轟試驗 (僅限火花點火) B-LURS.45 Detonation test (spark ignition only)											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
須採用雙點火系統進行測試，且各點火系統需單獨驗證其功能，以確認於所訂之操作區間內，是否能正常運作而不產生爆炸。 A test must be conducted using the dual ignition system and must be repeated using each separate ignition system alone to determine whether it can function without detonation throughout the range of intended conditions of operation.											
B-LURS.47 耐久測試 (參照 AMC B-LURS.47) B-LURS.47 Endurance test (See AMC B-LURS.47)											
(a) 發動機須通過耐久測試，包括共 50 小時的操作及（c）項規定的操作週期程序。 (a) The engine must be subjected to an endurance test that includes a total of 50 hours of operation and consists of the cycles specified in subparagraph (c).											
(b) 根據 B-LURS.33 中規定的測試結果，可能需要在特定轉速下進行額外的耐久性試驗，以確定發動機操作不會產生疲勞失效的情況。 (b) Additional endurance testing at particular rotational speed may be required depending on the results of the tests prescribed in B-LURS.33 to establish the ability of the engine to operate without fatigue failure.											
(c) 需執行耐久測試週期程序： (1)（機械增壓）往復式或轉子發動機：											

<table>
<tr><td rowspan="2">編號 / 需求
No. / Requirements</td><td>需求</td><td colspan="10">符合性方法(MOC)</td><td rowspan="2">證明文件 / 備註</td></tr>
<tr><td>適用 A / 不適用 NA</td><td>設計審查 DR</td><td>分析 A</td><td>資料文件 D</td><td>檢驗 I</td><td>元件測試 CT</td><td>模擬 S</td><td>地面測試 GT</td><td>飛行測試 FT</td><td>異常分析 FA</td></tr>
<tr><td>(2) 渦輪發動機：
(c) Each cycle must be conducted as follows:
(1) For (supercharged) reciprocating or rotary engines:
<table><tr><th>Sequence</th><th>Duration(Minutes)</th><th>Operation Coditions</th></tr><tr><td>1</td><td>5</td><td>Starting - Idle</td></tr><tr><td>2</td><td>5</td><td>Take-off power</td></tr><tr><td>3</td><td>5</td><td>Cooling run (Idle)</td></tr><tr><td>4</td><td>5</td><td>Take-off power</td></tr><tr><td>5</td><td>5</td><td>Cooling run (Idle)</td></tr><tr><td>6</td><td>5</td><td>Take-off power</td></tr><tr><td>7</td><td>5</td><td>Cooling run (Idle)</td></tr><tr><td>8</td><td>15</td><td>75% of maximum continuous power</td></tr><tr><td>9</td><td>5</td><td>Cooling run (Idle)</td></tr><tr><td>10</td><td>60</td><td>Maximum continuous power</td></tr><tr><td>11</td><td>5</td><td>Cooling run and stop</td></tr><tr><td>Total :</td><td>120</td><td></td></tr></table>(2) For turbine engines:</td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td></tr>
</table>

<table>
<tr><td rowspan="2">編號 / 需求
No. / Requirements</td><td>需求</td><td colspan="9">符合性方法(MOC)</td><td rowspan="2">證明文件 / 備註</td></tr>
<tr><td>適用 A / 不適用 NA</td><td>設計審查 DR</td><td>分析 A</td><td>資料文件 D</td><td>檢驗 I</td><td>元件測試 CT</td><td>模擬 S</td><td>地面測試 GT</td><td>飛行測試 FT</td><td>異常分析 FA</td></tr>
<tr><td>
<table>
<tr><th>Sequence</th><th>Duration(Minutes)</th><th>Operation Coditions</th></tr>
<tr><td>1</td><td>1</td><td>Starting Idle</td></tr>
<tr><td>2</td><td>10</td><td>Maximum power / Thrust</td></tr>
<tr><td>3</td><td>1</td><td>Cooling run (idle)</td></tr>
<tr><td>4</td><td>5</td><td>Maximum power / Thrust</td></tr>
<tr><td>5</td><td>1</td><td>Cooling run (idle)</td></tr>
<tr><td>6</td><td>30</td><td>Maximum continuous power</td></tr>
<tr><td>7</td><td>1</td><td>Cooling run</td></tr>
<tr><td>8</td><td>10</td><td>Acceleration and deceleration consists of 6 cycles from Ground Idling to Take off Power / Thrust, maintaining Take off Power / Thrust for a period of 30 seconds, the remaining time being at Ground Idling</td></tr>
<tr><td>9</td><td>1-3</td><td>Cooling run (idle) and stop</td></tr>
<tr><td>Total :</td><td>60-62</td><td></td></tr>
</table>
</td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td></tr>
<tr><td>(d) 在耐久性試驗期間或之後，必須確定燃料和油的消耗量。
(d) During or following the endurance test the fuel and oil consumption must be determined.</td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td></tr>
<tr><td colspan="12">B-LURS.49 操作測試
B-LURS.49 Operation test</td></tr>
</table>

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) (機械增壓)往復式或轉子發動機：操作試驗須包括回火特性，起動至怠速，加速，單點火系統運作,超速及發動機其他操作特性。 (a) For (supercharged) reciprocating or rotary engines: The operation test must include the demonstration of backfire characteristics, starting-idling, acceleration, running with a single ignition system, over-speeding and any other operational characteristics of the engine.											
(b) 渦輪發動機：操作測試應包括怠速特性，操作階段之暫態特性，設計負載之加速特性，超速情況及發動機的其他運行特性。 (b) For turbine engines: The operation test shall include the demonstration of characteristics in case of idling, transitional characteristics among operational stages, characteristics of acceleration of design load, characteristics in case of overspeeding as well as any other operational characteristics of the engine.											
B-LURS.51 發動機組件試驗 B-LURS.51 Engine component test											
(a) 如系統或組件無法通過 B-LURS.47(a)至(d)之耐久測試者，須執行額外之試驗或分析，以證明該系統或組件能於所聲明之環境和操作條件下，執行所預定功能。 (a) For those systems or components that cannot be adequately substantiated by the endurance testing of B-LURS.47 (a) to (d), additional tests or analysis must be conducted to demonstrate											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
that the systems or components are able to perform the intended functions in all declared environmental and operating conditions.											
(b) 凡需溫控之組件須設定溫度限制，以確保其功能性，可靠度及耐久性。 (b) Temperature limits must be established for each component that requires temperature-controlling provisions to ensure satisfactory functioning, reliability and durability.											
B-LURS.53 拆除檢查 B-LURS.53 Tear-down inspection											
完成耐久測試和發動機元件測試後需： (a) 發動機完全分解拆卸; After completing the endurance test and engine component tests as required: (a) Each engine must be completely disassembled;											
(b) 不裝於引擎之獨立元件且具有調整設定和功能選擇性，須維持各設定和功能均不超過所訂限制，並於測試啟始時紀錄資料; 且 (b) Each component having an adjustment setting and a functioning characteristic that can be established independent of installation on the engine must retain each setting and functioning characteristic within the limits that were established and recorded at the beginning of the test; and											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 發動機各組件須搭配其型態設計，且能使用於持續運轉之發動機上。 (c) Each engine component must conform to the type design and be eligible for incorporation into an engine for continued operation.											
B-LURS.55 發動機調整和零件更換 B-LURS.55 Engine adjustment and parts replacement											
(a) 申請人在進行台架試驗時，針對振動，校準，爆震，耐久性和操作測試中，可使用相同設計和結構之獨立發動機進行，但如使用獨立發動機進行耐久性試驗，則須執行 B-LURS.43 律定之調校測試。 (a) The applicant may, in conducting the bench tests, use separate engines of identical design and construction in the vibration, calibration, detonation, endurance, and operation tests, except that, if a separate engine is used for the endurance test it must be subjected to the calibration test requested by B-LURS.43.											
(b) 申請人得在工作台測試期間依維修手冊對發動機進行維修和小修。 如維護頻率過於頻繁，或由於發動機故障引起的測試中斷次數過多，或測試期間必要之重要維修或元件更換，或細部拆檢所現故障原因，發動機或其元件須依公證單位需求執行之額外必要之測試。 (b) The applicant may service and make minor repairs to the engine during the bench tests accordance with the service and maintenance instructions. If the frequency of the service is											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
excessive, or the number of stops due to engine malfunction is excessive, or a major repair, or replacement of a part is found necessary during the bench tests or as the result of findings from the tear-down inspection, the engine or its parts may be subjected to any additional test the Agency finds necessary.											
電動引擎 ELECTRICAL ENGINES											
通則 GENERAL											
B-LURS.101 使用手冊 B-LURS.101 Instruction manual											
使用手冊需提供包含發動機之基本安裝，操作，維修和維護。 An instruction manual containing the necessary information essential for installing, operating, servicing and maintaining the engine must be provided.											
B-LURS.103 發動機等級和操作限制 B-LURS.103 Engine ratings and operating limitations											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
依據本附錄律定之操作條件測試驗證發動機等級和操作限制。 內容包括發動機動力等級及安全操作範圍內之電壓，電流，速度和溫度等相關操作限制。 Engine ratings and operating limitations are to be established and based on the operating conditions demonstrated during the tests prescribed in this Appendix. They include power ratings and operational limitations relating to voltage, current, speeds and temperatures which are necessary for the safe operation of the engine.											
B-LURS.105 發動機功率等級的選擇 B-LURS.105 Selection of engine power ratings											
選定之等級須滿足該級所有同型發動機所需之最低動力輸出方能適用該等級。 Each selected rating must be for the lowest power that all engines of the same type may be expected to produce under the conditions to determine that rating.											
設計與構造 DESIGN AND CONSTRUCTION											
B-LURS.111 材料 B-LURS.111 Materials											
發動機所用材料之適用性和耐久性必須符合: (a) 依據經驗或測試建立; 及											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
The suitability and durability of materials used in the engine must (a) Be established on the basis of experience or tests; and											
(b) 確認其設計數據中之設定強度和其他特性符合核可之規範。 (b) Conform to approved specifications that ensure their having the strength and other properties assumed in the design data.											
B-LURS.113 耐久性 B-LURS.113 Durability											
發動機的設計和結構必須盡可能減少發動機在大修期間外發生不安全狀況的可能性。 (a) 周期性負載，環境及運作之性能退化不得使發動機的整體性降至可接受的水準以下。 Engine design and construction must minimize the probability of occurrence of an unsafe condition of the engine between overhauls. (a) The effects of cyclic loading, environmental and operational degradation must not reduce the integrity of the engine below acceptable levels.											
(b) 可能受影響而失效之元件亦不得使發動機的完整性降低到可接受的水準以下。 (b) The effects of likely subsequent part failures must not reduce the integrity of the engine below acceptable levels.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
B-LURS.115 發動機冷卻 B-LURS.115 Engine cooling											
發動機設計和結構須在無人機運作的條件下提供所需之冷卻。 Engine design and construction must provide the necessary cooling under conditions in which the UAV is expected to operate.											
B-LURS.117 發動機附件安裝與結構 B-LURS.117 Engine mounting attachments and structure											
(a) 須律定發動機安裝附件和相關結構的最大允許負載，依無人機設計使用範圍所計算之飛行和地面負載。 (a) The maximum allowable loads for engine mounting attachments and related structure must be specified, taking account of the flight and ground loads calculated from the UAV design usage spectrum.											
(b) 發動機安裝附件及相關結構須能於律定之負載下，不得發生失效，故障或永久變形。 (b) The engine mounting attachments and related structure must be able to withstand the specified loads without failure, malfunction or permanent deformation.											
B-LURS.119 附件裝置 B-LURS.119 Accessory attachment											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
每個附件驅動器和安裝附件之設計和構造須滿足具附件的情況下正常運作。 發動機的設計須包括發動機基本附件之檢查，調整或拆卸。 Each accessory drive and mounting attachment must be designed and constructed so that the engine will operate properly with the accessories attached. The design of the engine must allow the examination, adjustment or removal of each essential engine accessory.											
B-LURS.121 震動 B-LURS.121 Vibration											
發動機之設計及建構需於其正常運作之速度及功率範圍內，不會因振動產生額外應力在任何發動機元件中，亦不會造成無人載具結構承受額外的振動。 The engine must be designed and constructed to function throughout its normal operating range of speeds and engine powers without inducing excessive stress in any of the engine parts because of vibration and without imparting excessive vibration forces to the structure of the UAV.											
B-LURS.123 電磁相容性 B-LURS.123 Electromagnetic Compatibility											
電動發動機須與設備的電磁環境相容。 The electrical engine must be electromagnetically compatible with the electromagnetic											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
environment of the installation.											
B-LURS.125 濕度 B-LURS.125 Humidity											
電動發動機須具潮濕環境中正常運作之功能（參閱 RTCA-DO-160D 規範之濕度測試）。 The electrical engine must function properly in a humid environment (RTCA-DO-160D should be used as a reference to tailor a humidity test).											
B-LURS.127 安裝 B-LURS.127 Installation											
電動發動機不得對無人機次系統造成不可接受的危害（依據無人機危害參考系統） The electrical engine must not introduce unacceptable hazards to the UAV subsystems (as per the UAV Hazard Reference System)											
工作台測試 BENCH TEST											
B-LURS.131 校準試驗 B-LURS.131 Calibration test											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
各發動機須執行必要之調校測試，以確定其功率特性符合 B-LURS.133 中規定的耐久性試驗條件。功率特性校準測試的結果構成了在其整個轉速運行範圍內確定發動機特性的基礎。 Each engine must be subjected to the calibration tests necessary to establish its power characteristics and the conditions for the endurance test specified in B-LURS.133. The results of the power characteristics calibration tests form the basis for establishing the characteristics of the engine over its entire operating range of rotational speeds.											
B-LURS.133 耐久試驗 B-LURS.133 Endurance test											
(a) 安裝在無人機上的電動發動機組件必須經受耐久性試驗(具轉子和傳動之替代裝置)，包括總共 50 小時的操作，並包括 B-LURS.133(c)中規定之週期。 測試執行須含轉子和傳動之替代裝置或馬達阻斷(煞車)裝置，以模擬轉子及傳動裝置 (a) The electric engine assembly, as installed in the UAV, must be subjected to an endurance test (with representative rotors and transmissions) that includes a total of 50 hours of operation and consists of the cycles specified in B-LURS.133(c). Tests should be performed with representative rotors and transmissions or a motor break, representing the rotors and transmissions											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 不適用 (b) N/A											
(c)耐久性試驗程序須由認證機構核定，且比發動機設計服役週期更嚴苛。 如果無人機設計需承受超過發動機最大持續動力輸出，則須於耐久性測試程序中註明。 例如，每個週期執行如下： (c) The endurance test procedure must be agreed by the Certifying Authority and shall be more severe than the engine design duty cycle. If the UAV is designed to stress engine above maximum continuous power, this must be addressed in the endurance test procedure. As an example, each cycle could be conducted as follows:											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	

Sequence	Environmental Temperature	Duration [min]	Power setting
1.1	Cold	2	Maximum continuous power
1.2	Cold	43	Nominal power
1.3	Cold	2	Maximum continuous power
1.4	Cold	43	Nominal power
TOTAL DURATION CYCLE 1: 90 [min]			
2.1	Ambient	2	Maximum continuous power
2.2	Ambient	43	Nominal power
2.3	Ambient	2	Maximum continuous power
2.4	Ambient	43	Nominal power
TOTAL DURATION CYCLE 2: 90 [min]			
3.1	Hot	2	Maximum continuous power
3.2	Hot	43	Nominal power
3.3	Hot	2	Maximum continuous power
3.4	Hot	43	Nominal power
TOTAL DURATION CYCLE 3: 90 [min]			
4.1	Ambient	3	Maximum continuous power
4.2	Ambient	102	Nominal power
TOTAL DURATION CYCLE 4: 105 [min]			
TOTAL SEQUENCE DURATION (1 to 4): 375 [min]			
Iterate the previous 4-cycle sequence 8 times.			
Cold temperature setting = minimum temperature according to the design usage spectrum.			
Ambient temperature setting = ISA sea level temperature (15°C)			

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
B-LURS.135 操作測試 B-LURS.135 Operation test											
操作測試須展示啟動，起降和巡航相關的功率設定，加速，超速和發動機的其他操作特性。 The operation test must include the demonstration starting, loiter and cruise related power settings, acceleration, over-speeding and any other operational characteristics of the engine.											
B-LURS.137 發動機組件測試 B-LURS.137 Engine component test											
(a) 依據 B-LURS.133(a)至(c)耐久測試，無法通過測試之發動機組件，申請單位須執行額外試驗以確保組件能於其正常飛行環境下具可靠地運作能力。 (a) For engine components that cannot be adequately substantiated by endurance testing in accordance with B-LURS.133(a) to (c), the Applicant must ensure that additional tests are conducted to establish that components are able to function reliably in all normally anticipated flight and atmospheric conditions.											
(b) 對各需溫度控元件設定溫度限制，以確保符合其功能性，可靠度和耐久性。 (b) Temperature limits must be established for each component that requires temperature controlling provisions to ensure satisfactory functioning, reliability and durability.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
B-LURS.139 拆卸檢查 B-LURS.139 Teardown inspection											
耐久性測試完成後，必須完全拆卸發動機。 重要組件不得出現破裂，裂縫或過度磨損。 After the endurance test has been completed the engine must be completely disassembled. No essential component may show rupture, cracks or excessive wear.											
B-LURS.141 發動機調整和零件更換 B-LURS.141 Engine adjustment and parts replacement											
在工作台測試期間，可以對發動機進行維修和小修。 如在測試期間或拆檢後需進行元件大修或更換，或更換重要組件，引擎則須執行認證機構要求之額外測試。 Service and minor repairs to the engine may be made during the bench tests. If major repairs or replacements of parts is necessary during the tests or after the teardown inspection, or if essential parts have to be replaced, the engine must be subjected to any additional tests the Certifying Authority may require.											

Appendix C：系統與結構的相互作用 INTERACTION OF SYSTEMS AND STRUCTURES

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
附錄 C APPENDIX C											
系統與結構的相互作用 Interaction of Systems and Structures											
C-LURS.1 通則 C-LURS.1 General											
對於配備飛行控制系統、自動駕駛儀、穩定性增強系統，減載/減輕系統和燃料管理系統的旋翼機，必須使用以下標準來證明符合 CS LURS.302。如果本附錄用於其他系統，則可能需要使標準適應特定系統。 (a) 此處定義的標準僅涉及系統響應和性能的直接結構後果，不能單獨考慮，而應包括在旋翼航空器的整體安全評估中。在某些情況下，這些標準可能已經為此評估建立了重複標準。這些標準僅適用於其破壞可能妨礙持續安全飛行和著陸的結構以及 CS LURS.1412 要求的緊急恢復能力。本附錄未提供在系統降級或不工作模式下運行時定義可接受的穩定性要求限制的特定標準。 The following criteria must be used for showing compliance with CS LURS.302 for rotorcrafts											

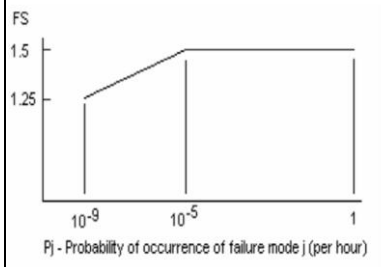
編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
equipped with flight control systems, autopilots, stability augmentation systems, load reduction/alleviation systems, and fuel management systems. If this appendix is used for other systems, it may be necessary to adapt the criteria to the specific system. (a) The criteria defined herein only address the direct structural consequences of the system responses and performances and cannot be considered in isolation but should be included in the overall safety evaluation of the rotorcraft. These criteria may in some instances duplicate standards already established for this evaluation. These criteria are only applicable to structure whose failure could prevent continued safe flight and landing and the emergency recovery capability required by CS LURS.1412. Specific criteria that define acceptable limits on stability requirements when operating in the system degraded or inoperative mode are not provided in this appendix.											
(b) 根據旋翼航空器的具體特性，超出本附錄提供的標準，可能需要進行額外的研究，以證明旋翼航空器滿足實際情況 (b) Depending upon the specific characteristics of the rotorcraft, additional studies may be required that go beyond the criteria provided in this appendix in order to demonstrate the capability of the rotorcraft to meet other realistic conditions											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 以下定義適用於本附錄。 結構性能：旋翼航空器滿足 CS-LURS 結構要求的能力。 飛行限制：可以應用於飛行中發生後的旋翼飛行器飛行條件以及飛行手冊中包含的限制（例如，速度限制等）。 操作限制：可在發運前應用於旋翼航空器運行條件的限制（包括飛行限制）（例如，燃料，有效負載和主要最低設備清單限制）。 概率項目：本附錄中使用的概率術語（可能的 probable，不可能的 improbable，極不可能的 extremely probable）與 CS LURS.1309 中使用的概率術語相同。 破壞條件：破壞條件與 CS LURS.1309 中使用的相同，但本附錄僅適用於影響旋翼航空器結構性能的系統破壞條件（例如，引起負載的系統破壞條件、改變響應旋翼機的輸入、如陣風或飛行員動作，或較低的顫振餘量）。 (c) The following definitions are applicable to this appendix. Structural performance: Capability of the rotorcraft to meet the structural requirements of CS-LURS. Flight limitations: Limitations that can be applied to the rotorcraft flight conditions following an in-flight occurrence and that are included in the flight manual (e.g., speed limitations, etc.). Operational limitations: Limitations, including flight limitations, that can be applied to the											

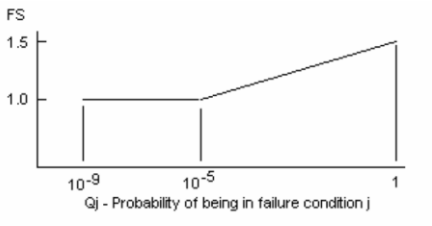
編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
rotorcraft operating conditions before dispatch (e.g., fuel, payload and Master Minimum Equipment List limitations). Probabilistic terms: The probabilistic terms (probable, improbable, extremely improbable) used in this appendix are the same as those used in CS LURS.1309. Failure condition: The term failure condition is the same as that used in CS LURS.1309, however this appendix applies only to system failure conditions that affect the structural performance of the rotorcraft (e.g., system failure conditions that induce loads, change the response of the rotorcraft to inputs such as gusts or pilot actions, or lower flutter margins).											
C-LURS.2 系統對結構的影響 C-LURS.2 Effects of Systems on Structures											
(a)通則。以下標準將用於確定系統及其破壞條件對旋翼航空器結構的影響。 (a) General. The following criteria will be used in determining the influence of a system and its failure conditions on the rotorcraft structure.											
(b) 系統全面運作。系統完全可操作，以下適用： (1) 必須在子系統 C 規定的所有極限條件下，在系統的所有正常運行配置中得出極限負載，同時考慮到此類系統或相關功能的任何特殊行為或對旋翼航空器結構性能的任何影響。可能會發生限制負載。特別是，當從極限條件導出極限負載時，必須以實際或保守的											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
方式考慮任何顯著的非線性。 (2) 旋翼航空器必須滿足 CS-LURS 的強度要求，使用規定的因子從上面定義的極限負載推導出極限負載。必須在極限條件之外研究非線性的影響，以確保與低於極限條件的行為相比，系統的行為不會出現異常。然而，當可以證明旋翼航空器具有不允許其超過那些極限條件的設計特徵時，不需要考慮超出極限條件的條件。 (3) 旋翼航空器必須滿足 CS LURS.629 的氣動彈性穩定性要求。 (b) System fully operative. With the system fully operative, the following apply: (1) Limit loads must be derived in all normal operating configurations of the system from all the limit conditions specified in Subpart C, taking into account any special behavior of such a system or associated functions or any effect on the structural performance of the rotorcraft that may occur up to the limit loads. In particular, any significant nonlinearity must be accounted for in a realistic or conservative way when deriving limit loads from limit conditions. (2) The rotorcraft must meet the strength requirements of CS- LURS, using the specified factors to derive ultimate loads from the limit loads defined above. The effect of nonlinearities must be investigated beyond limit conditions to ensure the behavior of the system presents no anomaly compared to the behavior below limit conditions. However, conditions beyond limit conditions need not be considered when it can be shown that the rotorcraft has design features that will not											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
allow it to exceed those limit conditions. (3) The rotorcraft must meet the aeroelastic stability requirements of CS LURS.629.											
(c) 系統處於破壞狀態。對於未顯示極不可能的任何系統破壞情況，以下適用： (1) 在發生時。從 1g 平飛條件開始，必須建立包括飛行員糾正措施在內的現實場景，以確定在破壞時和破壞後立即發生的負載。 (i) 對於靜態強度證實，這些負載乘以與破壞發生概率相關的適當安全係數是設計時要考慮的極限負載。安全係數(F.S.)在圖 1 中定義。 (ii) 必須顯示出不受氣動彈性不穩定的影響。 (iii) 導致強制結構振動（振盪破壞）的系統破壞不得產生可能導致主要結構有害變形的負載。 (c) System in the failure condition. For any system failure condition not shown to be extremely improbable, the following apply: (1) At the time of occurrence. Starting from 1-g level flight conditions, a realistic scenario, including pilot corrective actions, must be established to determine the loads occurring at the time of failure and immediately after failure. (i) For static strength substantiation, these loads multiplied by an appropriate factor of safety that is related to the probability of occurrence of the failure are ultimate loads to be considered for											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
design. The factor of safety (F.S.) is defined in Figure 1.  Figure 1 Factor of safety at the time of occurrence (ii) Freedom from aeroelastic instability must be shown. (iii) Failures of the system that result in forced structural vibrations (oscillatory failures) must not produce loads that could result in detrimental deformation of primary structure.											
(2) 繼續飛行。對於旋翼航空器，在系統破壞狀態並考慮任何適當的重新配置和飛行限制，以下適用： (i) 必須確定子部分 C 的設計極限負載或在飛行剩餘部分規定的限制下預期的最大負載。 (ii) 對於靜態強度證實，結構的每個部分必須能夠承受本段第(2)(i)分段中的負載乘以安全係數，具體取決於處於失效狀態的概率。安全係數如圖 2 所示。 Qj =(Tj)(Pj)其中：Tj =失敗條件 j 所花費的平均時間(小時)、Pj =失效模式 j(每小時)發生的											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
概率 注意：如果 Pj 大於 10-3，則每個飛行小時則必須對子部分 C 中指定的所有極限負載條件應用 1.5 安全係數。 (iii) 如果由失效條件引起的負載對疲勞或損傷容限有顯著影響，則必須考慮它們的影響。 (iv) 必須顯示出不受氣動彈性不穩定的影響。 (2) For the continuation of the flight. For the rotorcraft, in the system failed state and considering any appropriate reconfiguration and flight limitations, the following apply: (i) The design limit loads of Subpart C or the maximum loads expected under the limitation prescribed for the remainder of the flight must be determined. (ii) For static strength substantiation, each part of the structure must be able to withstand the loads in subparagraph (2)(i) of this paragraph multiplied by a factor of safety depending on the probability of being in this failure state. The factor of safety is defined in Figure 2.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
 Figure 2 Factor of safety for continuation of flight Qj = (Tj)(Pj) where: Tj=Average time spent in failure condition j (in hours) Pj=Probability of occurrence of failure mode j (per hour) Note: If Pj is greater than 10-3, per flight hour then a 1.5 factor of safety must be applied to all limit load conditions specified in Subpart C. (iii) If the loads induced by the failure condition have a significant effect on fatigue or damage tolerance then their effects must be taken into account. (iv) Freedom from aeroelastic instability must be shown.											
(d) 失敗指示。對於系統破壞檢測和指示，以下適用： (1) 必須檢查系統的破壞情況，而不是極不可能，使結構能力降低到 CS-LURS 要求的水平											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
以下或顯著降低剩餘系統的可靠性。在合理可行的範圍內，必須讓飛行員在飛行前了解這些破壞。控制系統的某些元件，例如機械，電氣和液壓部件，可以使用特殊的定期檢查，並且電子部件可以使用日常檢查來代替檢測和指示系統以實現該要求的目的。這些認證維護要求必須限於正常檢測和指示系統無法檢測到的組件，並且服務歷史表明檢查將提供足夠的安全水平。 (2) 在飛行期間存在任何可能顯著影響旋翼航空器結構能力的失效條件，並非極不可能，並且必須通過適當的飛行限制將相關的適航性降低最小化，必須向機組人員發出信號。例如，在飛行期間必須向機組人員發出導致旋翼飛行器強度與子部件 C 的負載低於 1.25 之間的安全係數的破壞條件。 (d) Failure indications. For system failure detection and indication, the following apply: (1) The system must be checked for failure conditions, not extremely improbable, that degrade the structural capability below the level required by CS-LURS or significantly reduce the reliability of the remaining system. As far as reasonably practicable, the crew must be made aware of these failures before flight. Certain elements of the control system, such as mechanical, electrical and hydraulic components, may use special periodic inspections, and electronic components may use daily checks, in lieu of detection and indication systems to achieve the objective of this requirement. These certification maintenance requirements must be limited to											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
components that are not readily detectable by normal detection and indication systems and where service history shows that inspections will provide an adequate level of safety. (2) The existence of any failure condition, not extremely improbable, during flight that could significantly affect the structural capability of the rotorcraft and for which the associated reduction in airworthiness can be minimized by suitable flight limitations, must be signaled to the crew. For example, failure conditions that result in a factor of safety between the rotorcraft strength and the loads of Subpart C below 1.25 must be signaled to the crew during flight.											
(e) 具有已知破壞條件的派遣。如果要在影響結構性能的已知系統破壞條件下調度旋翼航空器，或影響剩餘系統的可靠性以保持結構性能，則必須滿足 CS LURS.302 的規定，以滿足調度條件和隨後的破壞。在將 Qj 確定為處於調度破壞狀態的組合概率和圖 2 中安全裕度的後續破壞條件時，可以考慮飛行限制和預期的操作限制。這些限制必須使得存在這種限制的可能性組合破壞狀態然後隨後遇到極限負載條件是極不可能的。如果後續系統破壞率大於每小時 10^{-3}，則不允許降低這些安全裕度。 (e) Dispatch with known failure conditions. If the rotorcraft is to be dispatched in a known system failure condition that affects structural performance, or affects the reliability of the remaining system to maintain structural performance, then the provisions of CS LURS.302 must be met for the dispatched condition and for subsequent failures. Flight limitations and expected											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
operational limitations may be taken into account in establishing Qj as the combined probability of being in the dispatched failure condition and the subsequent failure condition for the safety margins in Figure 2. These limitations must be such that the probability of being in this combined failure state and then subsequently encountering limit load conditions is extremely improbable. No reduction in these safety margins is allowed if the subsequent system failure rate is greater than10^{-3} per hour.											

Appendix D：高強度輻射場環境和設備測試級別 HIRF ENVIRONMENTS AND EQUIPMENT HIRF TEST LEVELS

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
附錄 D APPENDIX D											
高強度輻射場(HIRF)環境和設備 HIRF 測試級別 High-Intensity Radiated Fields (HIRF) Environments and Equipment HIRF Test Levels											
本附錄規定了 CS-LURS.1317 下電氣和電子系統的 HIRF 環境和設備 HIRF 測試水平。HIRF 環境和實驗室設備 HIRF 測試水平的場強值以在調製週期的峰值結果測量使用均方根單位表示。 (a) HIRF 環境 I 在下表中指定： (b) HIRF 環境 II 在下表中指定： (c) HIRF 環境 III 在下表中指定： This appendix specifies the HIRF environments and equipment HIRF test levels for electrical and electronic systems under CS-LURS.1317. The field strength values for the HIRF environments and laboratory equipment HIRF test levels are expressed in root-mean-square units measured during the peak of the modulation cycle. a) HIRF environment I is specified in the following table:											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
TABLE I.—HIRF ENVIRONMENT I Frequency | Field strength (volts/meter) Peak | Average 10 kHz–2 MHz ..... 50 | 50 2 MHz–30 MHz ..... 100 | 100 30 MHz–100 MHz ..... 50 | 50 100 MHz–400 MHz ... 100 | 100 400 MHz–700 MHz ... 700 | 50 700 MHz–1 GHz ..... 700 | 100 1 GHz–2 GHz ..... 2,000 | 200 2 GHz–6 GHz ..... 3,000 | 200 6 GHz–8 GHz ..... 1,000 | 200 8 GHz–12 GHz ..... 3,000 | 300 12 GHz–18 GHz ..... 2,000 | 200 Frequency | Field strength (volts/meter) Peak | Average 18 GHz–40 GHz ..... 600 | 200 In this table, the higher field strength applies at the frequency band edges. b) HIRF environment II is specified in the following table:											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
TABLE II.—HIRF ENVIRONMENT II Frequency | Field strength (volts/meter) Peak | Average 10 kHz–500 kHz ..... 20 | 20 500 kHz–2 MHz ..... 30 | 30 2 MHz–30 MHz ..... 100 | 100 30 MHz–100 MHz ..... 10 | 10 100 MHz–200 MHz ... 30 | 10 200 MHz–400 MHz ... 10 | 10 400 MHz–1 GHz ..... 700 | 40 1 GHz–2 GHz ..... 1,300 | 160 2 GHz–4 GHz ..... 3,000 | 120 4 GHz–6 GHz ..... 3,000 | 160 6 GHz–8 GHz ..... 400 | 170 8 GHz–12 GHz ..... 1,230 | 230 12 GHz–18 GHz ..... 730 | 190 18 GHz–40 GHz ..... 600 | 150 In this table, the higher field strength applies at the frequency band edges. c) HIRF environment III is specified in the following table:											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
TABLE III.—HIRF ENVIRONMENT III Frequency | Field strength (volts/meter) Peak | Average 10 kHz–100 kHz ..... 150 150 100 kHz–400 MHz .... 200 200 400 MHz–700 MHz ... 730 200 700 MHz–1 GHz ..... 1,400 240 1 GHz–2 GHz ..... 5,000 250 2 GHz–4 GHz ..... 6,000 490 4 GHz–6 GHz ..... 7,200 400 6 GHz–8 GHz ..... 1,100 170 8 GHz–12 GHz ..... 5,000 330 12 GHz–18 GHz ..... 2,000 330 18 GHz–40 GHz ..... 1,000 420 In this table, the higher field strength applies at the frequency band edges.											
(d) 設備 HIRF 測試等級 1。 (1) 從 10 千赫茲（kHz）到 400 兆赫茲（MHz），使用連續波（CW）和 1 kHz 方波調製進行的磁化率測試，深度為 90%或更大。傳導的磁化率電流必須在 10 kHz 時最小值為 0.6 毫安（mA），每個頻率十倍增加 20 分貝（dB），在 500 kHz 時最小值為 30 mA。 (2) 從 500 kHz 到 40 MHz，傳導的磁化率電流必須至少為 30 mA。 (3) 從 40 MHz 到 400 MHz，使用傳導磁化率測試，從 40 MHz 時的最小 30 mA 開始，每頻率十倍降低 20 dB，在 400 MHz 時降至最低 3 mA。 (4) 從 100 MHz 到 400 MHz，使用最小 20 伏/米（V / m）峰值的輻射敏感性測試，CW 和											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
1 kHz 方波調製，深度為 90%或更大。 (5) 從 400 MHz 到 8 千兆赫（GHz），使用最小 150 V / m 峰值的輻射磁化率測試，脈沖調制為 4%工作週期，脈衝重複頻率為 1 kHz。必須以 1 Hz 的速率打開和關閉此信號，工作週期為 50%。 d) Equipment HIRF Test Level 1. (1) From 10 kilohertz (kHz) to 400 megahertz (MHz), use conducted susceptibility tests with continuous wave (CW) and 1 kHz square wave modulation with 90 percent depth or greater. The conducted susceptibility current must start at a minimum of 0.6 milliamperes (mA) at 10 kHz, increasing 20 decibels (dB) per frequency decade to a minimum of 30 mA at 500 kHz. (2) From 500 kHz to 40 MHz, the conducted susceptibility current must be at least 30 mA. (3) From 40 MHz to 400 MHz, use conducted susceptibility tests, starting at a minimum of 30 mA at 40 MHz, decreasing 20 dB per frequency decade to a minimum of 3 mA at 400 MHz. (4) From 100 MHz to 400 MHz, use radiated susceptibility tests at a minimum of 20 volts per meter (V/m) peak with CW and 1 kHz square wave modulation with 90 percent depth or greater. (5) From 400 MHz to 8 gigahertz (GHz), use radiated susceptibility tests at a minimum of 150 V/m peak with pulse modulation of 4 percent duty cycle with a 1 kHz pulse repetition frequency. This signal must be switched on and off at a rate of 1 Hz with a duty cycle of 50 percent.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(e) 設備 HIRF 測試等級 2.設備 HIRF 測試等級 2 是本附錄表 II 中的 HIRF 環境 II，由可接受的飛機傳遞函數和衰減曲線進行減少。測試必須覆蓋 10 kHz 至 8 GHz 的頻段。 e) Equipment HIRF Test Level 2. Equipment HIRF test level 2 is HIRF environment II in table II of this appendix reduced by acceptable aircraft transfer function and attenuation curves. Testing must cover the frequency band of 10 kHz to 8 GHz.											
(f) 設備 HIRF 測試等級 3。 (1) 從 10 kHz 到 400 MHz，使用傳導磁化率測試，從 10 kHz 時的最小值 0.15 mA 開始，每頻率十倍增加 20 dB，在 500 kHz 時最小值為 7.5 mA。 (2) 從 500 kHz 到 40 MHz，使用最低 7.5 mA 的傳導敏感性測試。 (3) 從 40 MHz 到 400 MHz，使用傳導磁化率測試，從 40 MHz 時的最小值 7.5 mA 開始，每頻率十倍降低 20 dB，在 400 MHz 時降至最低 0.75 mA。從 100 MHz 到 8 GHz，使用至少 5 V / m 的輻射敏感性測試。 f) Equipment HIRF Test Level 3. (1) From 10 kHz to 400 MHz, use conducted susceptibility tests, starting at a minimum of 0.15 mA at 10 kHz, increasing 20 dB per frequency decade to a minimum of 7.5 mA at 500 kHz. (2) From 500 kHz to 40 MHz, use conducted susceptibility tests at a minimum of 7.5 mA. (3) From 40 MHz to 400 MHz, use conducted susceptibility tests, starting at a minimum of 7.5											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
mA at 40 MHz, decreasing 20 dB per frequency decade to a minimum of 0.75 mA at 400 MHz. From 100 MHz to 8 GHz, use radiated susceptibility tests at a minimum of 5 V/m.											

遙控無人多旋翼機型式檢驗符合性查檢表

符合性查檢表目錄：

Subpart A：通則 GENERAL

Subpart B：飛行 FLIGHT

Subpart C：強度要求 STRENGTH REQUIREMENT

Subpart D：設計與製造 DESIGN AND CONSTRUCTION

Subpart E：動力裝置 POWERPLANT

Subpart F：設備 EQUIPMENT

Subpart G：操作限制和資訊 OPERATING LIMITATIONS AND INFORMATION

Subpart H：察覺與避讓要求(保留) DETECT AND AVOID REQUIREMENTS (RESERVED)

Subpart I：導控站 CONTROL STATION

Appendix A：持續適航要求 INSTRUCTIONS FOR CONTINUED AIRWORTHINESS

Appendix B：引擎 ENGINES

Subpart A：通則 GENERAL

編號 / 需求 No. / Requirements	需求 適用 A / 不適用 NA	符合性方法(MOC) 設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	證明文件 / 備註
Subpart A – 通則 Subpart A – General											
LUMRS.1 通用性 LUMRS.1 Applicability											
本規範適用於操作等級 2 的輕型無人多旋翼系統(LUMRS); 最大起飛重量為 150 公斤，並在視距內(VLOS)或延伸視距(E-VLOS)飛行。等級 2 的操作定義為無法滿足等級 1 操作的所有要求時。 (a) 最大起飛重量為 150 公斤; This specification is applicable to Light Unmanned Multi-Rotor Systems (LUMRS) intended for Class 2 operation; with a maximum take-off mass of 150 kg, and to be flown in Visual Line of Sight (VLOS) or Extended Visual Line of Sight (E-VLOS). Class 2 operation is defined as operation that does not meet all the requirements of a Class 1 operation. Class I operation is defined for aircraft: (a) with a maximum take-off mass of 150 kg;											
(b) 最大速度 70 節； (b) with a maximum speed of 70 knots;											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 限於非管制區域飛行； (c) flown only in uncontrolled airspace;											
(d) 限於視距內(VLOS)或延伸視距(E-VLOS)飛行 (d) flown in Visual Line of Sight (VLOS) or Extended Visual Line of Sight (E-VLOS);											
(e) 限於 120 公尺(400 呎)以下高度； (e) flown below 120m (400ft);											
(f) 飛行指揮(PIC)距離不超過 500 公尺，或者飛行距離 PIC 不超過 750 公尺的延伸視距飛行，但觀察員最遠距離不超過 500 公尺 (f) flown no further than 500m from the Pilot In Command (PIC) or in case of EVLOS no further than 750m from the PIC, but within 500m maximum distance of the observer;											
(g) 限於距離公眾和建築物 150 公尺的最小距離(水平)下操作 (g) operating at a minimum distance (horizontal) of 150m from public and buildings;											
(h) 在白天期間遵行視覺氣象條件飛行規則（VMC） (h) flown in Visual Meteorological Conditions Flight Rules (VMC) within the daylight period.											

Subpart B：飛行 FLIGHT

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
Subpart B – 飛行 Subpart B – Flight											
通則 General											
LUMRS.23 核准的操作範圍 LUMRS.23 Approved Operational Envelope											
申請者須決定操作飛行範圍，以確保飛行安全能正常應變及緊急應變。在決定上述範圍時，申請者須考慮風速、光線等環境因素。 The applicant shall determine the boundaries of the approved operational envelope within which safe flight, under normal and emergency conditions, and emergency recovery capabilities will be demonstrated. In determining this envelope, the applicant shall consider environmental conditions such as wind speed, light conditions etc.											
LUMRS.25 重量限制 LUMRS.25 Mass Limits											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a)最大重量。最大重量的建立，須符合下列規定: (1)不可超過- (i) 申請者選定之最大重量 (ii) 機體結構在所有適用之負載條件下所能承受之設計最大重量 (iii) 每次符合性飛行需求的最大重量 (2)不得超過以下總合: (i) 依 CS-LUMRS.29 所定之最大空重及最大可拆式配重重量。 (a) Maximum mass. The maximum mass is the highest mass at which compliance with each applicable requirement of this CS-LUMRS is shown. The maximum mass shall be established so that it is- (1) Not more than- (i) The highest mass selected by the applicant; (ii) The design maximum mass, which is the highest mass at which compliance with each applicable structural loading condition of this CS-LUMRS is shown; or (iii) The highest mass at which compliance with each applicable flight requirement of this CS-LUMRS is shown. (2) Not less than the higher value resulting from the sum of: (i) The empty mass determined under CS-LUMRS.29, and the weight of removable ballast.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b)最小重量。最小重量的建立，須符合下列規定: (1)不可超過 CS-LUMRS.29 所定之空重 (2) 不可小於機體結構在所有適用之負載條件下所能承受之設計最小重量 (b) Minimum mass. The minimum mass (the lowest mass at which compliance with each applicable requirement of this CS-LUMRS is shown) shall be established so that it is (1) Not more than the empty mass determined under CS-LUMRS.29; (2) Not less than the design minimum mass at which compliance with each applicable structural loading condition and each applicable flight requirement of this CS-LUMRS is shown.											
LUMRS.27 重心限制 LUMRS.27 Centre of Gravity Limits											
依 CS-LUMRS.25 的規定，須建立飛機最前、最後及最側邊的重心位置，並不得超過下列規定: The extreme forward and aft centres of gravity and, where critical, the extreme lateral centres of gravity shall be established for each mass established in CS-LUMRS.25. Such an extreme may not lie beyond- (a)申請者選定之重心位置 (a) The extremes selected by the applicant;											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b)結構所能保證的極限值 (b) The extremes within which the structure is proven; or											
(c) 符合飛行需求的極限值 (c) The extremes within which compliance with the applicable flight requirements is shown.											
LUMRS.29 空重及相對應的重心 LUMRS.29 Empty Mass and Corresponding Centre of Gravity											
(a)空重及相對應的重心位置，須在飛機無附加酬載(除非此附載是原形式設計的一部分)下藉由秤重而得，此重量包括: (1)固定的配重塊 (2)所有的操作用流體，包括:飛機正常操作所需之流體 (a) The empty mass and corresponding centre of gravity shall be determined by weighing the aircraft without payload, unless it is part of the type design, but with- (1) Fixed ballast; and (2) Full operating fluids, including fluids required for normal operation of aircraft systems.											
(b)秤重之飛機，針對燃油、滑油、冷卻劑及安裝的裝備等重量，須有完整的規定及重現性 (b) The condition of the aircraft at the time of determining empty mass shall be one that is well defined and can be easily repeated, particularly with respect to the mass of installed equipment.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
性能 Performance											
LUMRS.69 巡航: 單顆馬達失效 LUMRS.69 Cruise: One Motor Inoperative											
當規範有提及單顆馬達失效能力時，則此飛機須能在單顆馬達(或轉子)失效時仍能持續飛行。 In case the aircraft specification mentions a one motor inoperative capability, the aircraft shall be able to continue its flight with one motor (or rotor) inoperative											
LUMRS.75 降落 LUMRS.75 Landing											
除非在飛行手冊另有規定，飛機必須能夠安全著陸，沒有過度的垂直加速度，沒有彈跳，機首著地而翻轉，並且沒有特殊的 UA 駕駛技能。 Unless otherwise specified in the Flight Manual, the aircraft shall be able to land with no excessive vertical acceleration, no tendency to bounce, nose over, ground loop and without exceptional piloting skills.											
(a)空重及相對應的重心位置，須在飛機無附加酬載(除非此附載是原形式設計的一部分)下藉由秤重而得，此重量包括: (1)固定的配重塊											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2)所有的操作用流體，包括:飛機正常操作所需之流體 (a) The empty mass and corresponding centre of gravity shall be determined by weighing the aircraft without payload, unless it is part of the type design, but with- (1) Fixed ballast; and (2) Full operating fluids, including fluids required for normal operation of aircraft systems.											
(b)秤重之飛機，針對燃油、滑油、冷卻劑及安裝的裝備等重量，須有完整的規定及重現性 (b) The condition of the aircraft at the time of determining empty mass shall be one that is well defined and can be easily repeated, particularly with respect to the mass of installed equipment.											
飛行特性 Flight Characteristics											
LUMRS.143 可控性和機動性 LUMRS.143 Controllability and Manoeuvrability											
(a) 和 (b) 保留 (a) and (b) Reserved.											
(c) 必須建立一個不低於飛行手冊中所規定的操作風速，在該風速下，飛機可以在任何適合該類型的機動作用下在地面上或附近失去控制而運行（例如側風 - 越野，側向飛行和向後飛行） - (1) 臨界重量;											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) 臨界重心; (3) 臨界轉子轉速 (4) 從標準海平面狀況到尋求著陸和起飛認證的最高海拔高度。 (c) A wind velocity of not less than operational wind velocity as specified in the Flight Manual shall be established in which the aircraft can be operated without loss of control on or near the ground in any manoeuvre appropriate to the type (such as crosswind take-offs, sideward flight, and rearward flight) with- (1) Critical weight; (2) Critical centre of gravity; (3) Critical rotor rpm (4) Altitude from standard sea level conditions to the maximum altitude for which landing and take-off certification is sought.											
(d) 保留 (d) Reserved											
(e)引擎/電動馬達應相互分開放置，以防止單個引擎/電動馬達或裝置的故障或失能時，僅可能造成單一引擎/電動馬達受損，但不會影響其他引擎/電動馬達的長期安全運行。多個電動引擎應至少由一個單獨的單元控制。 (e) Engines/motors shall be separated from each other and placed such that failure or											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
malfunction from a single engine/motor or installation that could influence the engine/motor, does not influence the long term, safe functioning of the other engines/motors. Multiple electrical engines shall be controlled by at least one separate unit each.											
(f)飛機應能夠執行一次或多次機動性的閃避，以確保與其他飛機充分隔離。 (f) The aircraft shall be able to perform one or more evasive manoeuvre(s) to ensure sufficient separation with other aircraft.											
LUMRS.171 穩定性 LUMRS.171 Stability											
(a) 飛機在其所有運行模式中，均由飛行控制系統(FCS)和手動直接駕駛條件(如適用)增強，包括傳感器和計算誤差和延誤的影響，必須縱向，方向和橫向 在任何通常遇到的任何情況下，在要求認證的重量和重心的任何組合下都能保持穩定。 (a) The aircraft in all its operating modes, both augmented by the Flight Control System (FCS) and in manual direct piloting conditions (where applicable), including the effects of sensor and computational errors and delays, shall be longitudinally, directionally and laterally stable in any condition normally encountered in service, at any combination of weight and centre of gravity for which certification is requested.											
(b) 在不同飛行條件和 FCS 飛行模式之間的過渡期間，所有軸的瞬態響應必須是平滑的，收斂的，並且具有阻尼特性，並且具有最小的預期飛行路徑的過衝。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) Transient response in all axes during transition between different flight conditions and FCS flight modes shall be smooth, convergent, and exhibit damping characteristics with minimal overshoot of the intended flight path.											
(c) 保留 (c) Reserved.											
(d)在沒有操作人員的指令輸入下，飛機能保持穩定的飛行。 (d) The aircraft shall be able to maintain a stable flight without pilot input.											
(e) 保留 (e) Reserved.											
(f)自動系統不會導致 - (1)不安全的持續振盪；或 (2)過度的姿態變化；或 (3)配置控制活動；或 (4)功率變化；或 (5)正常操作下可能出現的任何其他干擾。 (f) The automatic system shall cause no- (1) unsafe sustained oscillations; or (2) undue attitude changes; or											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(3) control activity as a result of configuration; or (4) power changes; or (5) any other disturbance to be expected in normal operation.											
結構 Structures											
LUMRS.251 振動 LUMRS.251 Vibrations											
在任何操作速度及動力條件下，飛機均不可產生額外的振動。 The aircraft shall be free of excessive vibrations under any operational speed and power condition.											

Subpart C：強度要求 STRENGTH REQUIREMENT

編號 / 需求 No. / Requirements	需求 適用 A / 不適用 NA	符合性方法(MOC) 設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	證明文件 / 備註
SUBPART C - 強度要求 SUBPART C - STRENGTH REQUIREMENTS											
通則 GENERAL											
LUMRS.301 負載 LUMRS.301 Loads											
(a) 強度要求是根據限制負載 (在服役時預期的最大負載) 和極限負載 (限制負載乘以規定因素) 指定的安全)。除非另有規定，規定的負荷是限制負載。 (a) Strength requirements are specified in terms of limit loads (the maximum loads to be expected in service) and ultimate loads (limit loads multiplied by prescribed factors of safety). Unless otherwise provided, prescribed loads are limit loads.											
(b) 除非另有規定，特定的空氣、地面和水負荷在考慮到飛機的每一重量時，必須與慣性力平衡。這些負載必須能大致或保守地代表實際條件。 (b) Unless otherwise provided, the specified air, ground, and water loads shall be placed in equilibrium with inertia forces, considering each item of mass in the aircraft. These loads shall be distributed to closely approximate or conservatively represent actual conditions.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 如果負載下的變形會顯著改變外部或內部負載的分佈，則必須考慮負載的重新分佈。 (c) If deflection under load would significantly change the distribution of external or internal loads, this redistribution shall be taken into account.											
LUMRS.303 安全係數 LUMRS.303 Factor of Safety											
除非另有規定，否則必須使用 1.5 倍的安全係數。這一係數適用於外部和慣性負載。 Unless otherwise provided, a factor of safety of 1.5 shall be used. This factor applies to external and inertia loads unless its application to the resulting internal stresses is more conservative.											
LUMRS.305 強度和變形 LUMRS.305 Strength and Deformation											
(a) 結構必須能夠承受限制負載，而不會產生有害的永久性變形。在限制負載下，結構變形不會干擾安全操作. (a) The structure shall be able to support limit loads without detrimental permanent deformation. At any load up to limit loads, the deformation may not interfere with safe operation.											
(b) 結構必須能夠在承受極限負載情況下，不會發生失效。這必須由以下各項顯示— (1) 在靜力試驗中對結構施加極限負載至少 3 秒;或 (2) 模擬實際負載應用的動態測試。 (b) The structure shall be able to support ultimate loads without failure. This shall be shown by-											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(1) Applying ultimate loads to the structure in a static test for at least 3 seconds; or (2) Dynamic tests simulating actual load application.											
LUMRS.307 結構證明 LUMRS.307 Proof of Structure											
機身應進行耐久性試驗，包括總共 50 小時的運作，並包括循環條件與預期的操作類型。 機身結構不會產生任何不利影響。 The airframe shall be subjected to an endurance test that includes a total of 50 hours of operation and consists of cycle's representative to the intended type(s) of operation. No detrimental effects shall occur in the airframe structure.											
飛行負載 Flight Loads											
LUMRS.337 限制操縱負載係數 LUMRS.337 Limit Manoeuvring Load Factor											
飛機必須設計為一 (a) 限制操縱負載因子，範圍從 3.5 到負極限-1.0;或 The aircraft shall be designed for- (a) A limit manoeuvring load factor ranging from a positive limit of 3.5 to a negative limit of -1.0; or											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 任何正限制操縱負載係數不少於 2.0, 而任何負限制操縱負載係數不少於-0.5, 則— (1) 通過分析和飛行試驗, 證明超出的概率是極其微小的;和 (2) 所選數值適用于設計最大重量值與設計最小重量值之間。 (b) Any positive limit manoeuvring load factor not less than 2.0 and any negative limit manoeuvring load factor of not less than -0.5 for which- (1) The probability of being exceeded is shown by analysis and flight tests to be extremely remote; and (2) The selected values are appropriate to each weight condition between the design maximum and design minimum weights.											
控制表面和系統負載 Control Surface and System Loads											
LUMRS.395 控制系統 LUMRS.395 Control System											
(a) 保留 (a) Reserved.											
(b) (1) 和 (2) 保留 (b) (3) 當外來強制作動時，關鍵的飛行致動器不應失效。 (b) (1) and (2) Reserved.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) (3) Flight critical actuators shall not fail when movement is externally constrained.											
主要元件要求 Main Component Requirements											
LUMRS.549 機身、起落架、轉子塔架和馬達結構 LUMRS.549 Fuselage, Landing Gear, Rotor Pylon and Motor Structures											
(a) 每個機身，起落架，轉子掛架和發動機結構必須按本款規定設計。 所產生的轉子力可以表示為施加在轉子轂附接點處的單個力。 (a) Each fuselage, landing gear, rotor pylon and engine structure shall be designed as prescribed in this paragraph. Resultant rotor forces may be represented as a single force applied at the rotor hub attachment point.											
(b) 每個結構的設計應能承受： (1) 極限操縱負載係數、合力限制調動負載、陣風負載 (2)適用的地面負載 (i)最重要的重心下之地面極限負載 (ii)旋翼升力的最大起飛重量，不得超過設計最大重量的三分之二; (iii)適用於起落架煞車時的特定負載 (b) Each structure shall be designed to withstand:											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(1) The limit manoeuvring load factor, resultant limit manoeuvring loads, gust loads; (2) The applicable ground loads: (i)limit ground loads at most critical centre of gravity; (ii) maximum take-off mass with a rotor lift, which shall not exceed two-thirds of the design maximum mass; (iii) specific loads cases applicable for skid landing gears;											
(c) 必須考慮輔助轉子推力，以及在加速飛行條件下發生的平衡空氣和慣性負載。 (c) Auxiliary rotor thrust, and the balancing air and inertia loads occurring under accelerated flight conditions, shall be considered.											
(d)馬達支架和相鄰的機身結構必須設計成能承受在加速飛行和著陸條件下發生的負載，包括發動機扭矩。 (d) The motor mount and adjacent fuselage structure shall be designed to withstand the loads occurring under accelerated flight and landing conditions, including engine torque.											
疲勞評估 Fatigue Evaluation											
LUMRS.571 飛行結構疲勞評估 LUMRS.571 Fatigue evaluation of flight structure											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 通則。飛行結構的每個部分(飛行結構包括轉子)，其失效可能是災難性的，必須確定並且必須在(b)，(c)項中進行評估。以下內容適用於每項疲勞評估： (1) 評估程序必須得到批准。 (2) 必須確定可能失效的位置。 (3) 飛行中的測量必須包括確定根據運行中預期最大值的負載或應力。 (4) 負載頻譜必須與操作中預期的負載頻譜一樣嚴重，包括地面 - 空氣 - 地面循環。負載頻譜必須基於(a)(3)小段中確定的負載或應力。 (a) General. Each portion of the flight structure (the flight structure includes rotors) the failure of which could be catastrophic, shall be identified and shall be evaluated in subparagraph (b), (c). The following apply to each fatigue evaluation: (1) The procedure for the evaluation shall be approved. (2) The locations of probable failure shall be determined. (3) In-flight measurement shall be included in determining the loads or stresses according to the maximum values expected in operation. (4) The loading spectra shall be as severe as those expected in operation including ground-air-ground cycles. The loading spectra shall be based on loads or stresses determined in sub-paragraph (a)(3).											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 疲勞耐受性評估。必須證明，結構的疲勞公差確保了災難性疲勞失效的可能性非常小，而無需在 A.LUMRS.4.段中規定更換時間，檢查間隔或其他程序。 (b) Fatigue tolerance evaluation. It shall be shown that the fatigue tolerance of the structure ensure that the probability of catastrophic fatigue failure is extremely remote without establishing replacement times, inspection intervals or other procedures in A.LUMRS.4.											
(c) 更換時間評估。必須表明，在 A.LUMRS.4.段提供的更換時間內，災難性疲勞失效的概率極其遙遠。 (c) Replacement time evaluation. It shall be shown that the probability of catastrophic fatigue failure is extremely remote within a replacement time furnished in A.LUMRS.4.											

Subpart D：設計與製造 DESIGN AND CONSTRUCTION

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
SUBPART D - 設計與製造 SUBPART D - DESIGN AND CONSTRUCTION											
通則 General											
LUMRS.603 材料 LUMRS.603 Materials											
當零件採用之材料若其失效會嚴重影響安全時，此材料之適用性及耐久性必須： (a)藉由使用經驗或測試結果建立資料清單 The suitability and durability of materials used for parts, the failure of which could adversely affect safety, shall - (a) Be established on the basis of experience or tests;											
(b)符合工業規範，其強度滿足設計所需之強度需求 (b) Meet industrial specifications that ensure their having the strength and other properties assumed in the design data; and											
(c)考量環境因素的影響，諸如飛行時的溫度濕度等狀況 (c) Take into account the effects of environmental conditions, such as temperature and humidity,											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
expected in service.											
LUMRS.607 緊固件 LUMRS.607 Fasteners											
每一個可拆式的螺桿、螺栓、螺帽、插銷或其他緊固件，若其失效會危及旋翼機安全操作時，則此緊固件必須採用單一鎖定裝置。在運行中旋轉的螺栓上不得使用自鎖螺母，除非： (a)除自鎖裝置外，還使用非摩擦鎖定裝置，或 Each removable bolt, screw, nut, pin, or other fastener whose loss could jeopardize the safe operation of the aircraft, shall incorporate a locking device. No self-locking nut shall be used on any bolt subject to rotation in operation unless: (a) A non-friction locking device is used in addition to the self-locking device, or											
(b) 將螺母鎖緊至規定的扭矩，其位置標有鎖固標示。 (b) The nut is tightened to the specified torque and its position is marked with sealing varnish.											
LUMRS.609 結構保護 LUMRS.609 Protection of Structure											
結構的每個部分都應有必要的通風和排水裝置，以防止腐蝕性，易燃或有毒液體的積聚。 Each part of the structure shall have provisions for ventilation and drainage where necessary to prevent the accumulation of corrosive, flammable, or noxious fluids.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
LUMRS.613 材料強度特性和設計值 LUMRS.613 Material Strength Properties and Design Values											
在正常操作條件及熱效應顯著的情況下，應考慮溫度對用於基本零件或結構設計的允許應力影響。 The effects of temperature on allowable stresses used for design in an essential component or structure shall be considered where thermal effects are significant under normal operating conditions.											
旋翼 Rotors											
LUMRS.661 旋翼葉片間隙 LUMRS.661 Propeller Blade Clearance											
旋翼葉片和結構的其他部分之間必須有足夠的間隙，以防止葉片在任何操作條件下撞擊結構的任何部分。 There shall be enough clearance between the propellers and other parts of the structure to prevent the propellers from striking any part of the structure during any operating condition.											
控制系統 Control Systems											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
LUMRS.683 操作測試 LUMRS.683 Operation Test											
控制系統力量和不受控的搖晃，可能不會抑制對控制系統輸入的平穩和直接影響。所有控制裝置應無過度傾斜。 Control system forces and free play may not inhibit smooth and direct response to control system input. All controls shall be free from excessive deflection.											
起落架 Landing Gear											
LUMRS.725 起落架極限跌落試驗 LUMRS.725 Landing Gear Limit Drop Test											
(a) 保留 (a) Reserved.											
(b) 保留 (b) Reserved.											
(c) 每個起落架單元應以模擬著陸狀態的姿態進行試驗，該姿態從其吸收能量的角度來看是最關鍵的。 (c) Each landing gear unit shall be tested in the attitude simulating the landing condition that is most critical from the standpoint of the energy absorbed by it.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(d) 保留 (d) Reserved.											
貨物搭載 Cargo Accommodations											
LUMRS.783 艙門 LUMRS.783 Doors											
(a) 至 (h) 保留 (a) to (h) Reserved.											
(i) 所有進手門、艙門及門板均須確保鎖固 (i) All doors, hatches and panels shall be properly secured.											
防火 Fire Protection											
LUMRS.859 溫度控制系統 LUMRS.859 Temperature Control Systems											
(a) 保留 (a) Reserved.											
(b) 飛行控制或其他關鍵系統所要求的任何溫度控制系統，不得以妨礙這些關鍵系統功能的方式發生故障。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) Any temperature control systems required by the flight control or other critical systems shall not fail in such a way that will interfere with the function of those critical systems.											

Subpart E：動力裝置 POWERPLANT

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
SUBPART E- 動力裝置 SUBPART E- POWERPLANT											
通則 General											
CS-LURS.901 安裝 CS-LURS.901 Installation											
(a) 保留 (a) Reserved.											
(b) 每個動力裝置及其安裝 - (1) 至 (4) 保留 (5) 故障檢測裝置將包括對電動馬達關鍵數據（例如溫度和 RPM）的推進系統健康監測。 (b) For each power plant and its installation - (1) to (4) Reserved. (5) Failure detection apparatus will include propulsion system health monitoring of motor critical data (for example temperature and RPM).											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 保留 (c) Reserved.											
發動機振動 Engine Vibration											
LUMRS.907 發動機振動 LUMRS.907 Engine Vibration											
(a) 保留 (a) Reserved.											
(b) 將轉子和轉子驅動系統添加到發動機中，不得使發動機的主要旋轉部件承受過大的振動或振動應力。 (b) The addition of the rotor and the rotor drive system to the engines shall not subject the principal rotating parts of the engine to excessive vibrations or vibration stresses.											
(a) 保留 (c) Reserved.											
用於推進的電力系統 Electrical Power Subsystem for Propulsion											
LUMRS.983 儲能、安全 LUMRS.983 Energy Storage, Safety											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 至 (d) 保留 (a) to (d) Reserved.											
(e) 任何可能從電池中溢出的腐蝕性液體或氣體，都不得損壞飛機的周圍結構或任何相鄰系統、設備或電線，以致造成不符合 LUMRS.1309 (b)的故障條件。 (e) No corrosive fluids or gasses that may escape from any battery may damage surrounding structure or any adjacent systems, equipment or electrical wiring, of the airplane in such a way as to cause a failure condition that is not compliant with LUMRS.1309 (b).											
(f) 至 (i) 保留 (f) to (i) Reserved.											
LUMRS.985 儲能、安裝 LUMRS.985 Energy Storage, Installation											
(a) 電池安裝必須能夠承受適用的慣性負載。 (a) The battery installation must be able to withstand the applicable inertial loads.											
(b) 所有電池的安裝規定，環境和預期用途必須滿足電池製造商規定的所有性能，操作和安全要求。 (b) The installation provisions, the environment and the intended usage of all batteries must meet all performance, operating and safety requirements established by the battery manufacturer.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) 必須有辦法將電池過熱/爆炸的風險降至最低(例如冷卻，溫度傳感器，有源電池管理系統)。 (c) There shall be means to minimize the risk of battery overheating/explosion (e.g. cooling, temperature sensor, active battery management system).											
(d) 保留 (d) Reserved											
冷卻 Cooling											
LUMRS.1041 通則 LUMRS.1041 General											
(a) 系統和冷卻的設計，應不會導致系統過熱。 (1) 如果飛行時的風力不足以冷卻發動機/馬達，則應提供足夠的強制冷卻。 (2) 電子速度控制器不得超過整個工作範圍內的最大允許工作範圍。 (a) The design of the systems and cooling shall be such that the system shall not be subject to overheating. (1) If flight wind is not sufficient for cooling of the engine(s)/motor(s), forced cooling by sufficient means shall be provided. (2) Electronic speed controllers shall not exceed the maximum permissible operational											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
parameters in the complete operating range.											
(b) 保留 (b) Reserved.											

Subpart F：設備 EQUIPMENT

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
SUBPART F – 設備 SUBPART F – EQUIPMENT											
通則 General											
LUMRS.981 能量儲存、性能和指示 LUMRS.981 Energy Storage, Performance and Indication											
(a) 在完整的操作包絡線範圍內，電池系統均應能充分提供引擎及電子裝備所需之電壓及電流。 (a) The battery must be able to provide the necessary voltage and current required by the engine and electrical equipment throughout the complete operational envelope.											
(b) 保留 (b) Reserved.											
(c) 必須使用電池監控系統以檢查電池功能。 (c) For battery check a monitoring system shall be used.											
LUMRS.1301 功能及安裝 LUMRS.1301 Function and installation											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 安裝 LUMRS 的每一項設備和系統，必須-- (1) 具有適合其預期功能的本質和設計; (2) 標記其識別、功能或操作限制，或任何這些因子的適用組合; (3) 根據設備規定的限制安裝;和 (a) Each item of installed LUMRS equipment and systems shall – (1) Be of a kind and design appropriate to its intended function; (2) Be labelled as to its identification, function, or operating limitations, or any applicable combination of these factors; (3) Be installed according to limitations specified for that equipment; and											
(b) LUMRS 設備和系統的設計及安裝，需為： (1) 型式認證或操作規則所要求的，而其不合適的功能將降低安全性, 並於預期的飛機運行和環境條件下飛行。 (2) 其他設備和系統本身並不構成威脅,且不會對 (b) (1)所述的適當運作產生不利影響。 (b) The LUMRS equipment and systems shall be designed and installed so that: (1) Those required for type certification or by operating rules, or whose improper functioning would reduce safety, perform as intended under the aircraft operating and environmental conditions. (2) Other equipment and systems are not a source of danger in themselves and do not adversely											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
affect the proper functioning of those covered by sub-paragraph (b)(1) of this paragraph.											
LUMRS.1309 設備、系統和裝置 LUMRS.1309 Equipment, Systems, and Installations											
(a) 無人機設備和系統的設計和安裝，必須 1) 在無人機操作和環境條件要求下執行的型式認證或操作規則，包括無線電頻率能量。 2) 任何設備和系統不會對無人機、無人機操作人、第三方或本條文(1)本身功能的安全造成不利影響。 (a) The RPAS equipment and systems shall be designed and installed so that: 1) Those required for type certification or by operating rules perform as intended under the RPAS operating and environmental conditions including radio frequency energy. 2) Any equipment and system shall not adversely affect the safety of the RPAS, the RPAS crew, third parties or the proper functioning of those covered by paragraph (1) of this section.											
(b) 保留 (b) Reserved.											
(c) 必須及時向操作人提供有關不安全系統操作條件的資料，使他們能夠採取適當的矯正行動。若需要立即進行操作人認知和立即或隨後的矯正行動，則必須提供適當的警報。系統和控制,包括跡象和通告，必須加以設計來減少操作人可能造成額外危害的錯誤。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) Information concerning an unsafe system operating condition shall be provided in a timely manner to the crew to enable them to take appropriate corrective action. An appropriate alert shall be provided if immediate pilot awareness and immediate or subsequent corrective action is required. Systems and controls, including indications and annunciations, shall be designed to minimize crew errors which could create additional hazards.											
(d) 針對遙控飛機而言(c)並不實用，而需應用於特殊條件。 (d) For RPA where (c) is impractical, a special condition applies.											
LUMRS.1310 電力容量和分佈 LUMRS.1310 Power source capacity and distribution											
(a)電力系統應提供足夠電力和耐久性，確保在預期操作條件和整個全部階段的飛行期間，能夠安全地操作。 (a) The electrical system should provide sufficient power and endurance to ensure safe operation under expected operating conditions and throughout all phases of flight.											
(b) 保留 (b) Reserved.											
LUMRS.1311 軟體與電子硬體 LUMRS.1311 Software and Electronic Hardware											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
所有關鍵的飛行軟體及電子硬體必須被驗證與確認。軟體與電子硬體的設計安全等級必須依 CS-LUMRS.1309 的要求個別指定且須經過適合的機關核准 All flight critical software shall be verified and validated. Design Assurance Levels for Software and Electronic Hardware shall be assigned according to CS-LUMRS.1309 and to be agreed with the appropriate authority.											
電氣系統和設備 Electrical Systems and Equipment											
LUMRS.1351 通則 LUMRS.1351 General											
(a) 保留 (a) Reserved.											
(b) (1) 至 (4) 保留 (b) (5) 二次電子設備的電源（對控制飛機不重要）應與主要功能電源分開。 (b) (1) to (4) Reserved. (b) (5) The power supply of secondary electronics (which are not vital to controlling the aircraft) shall be separated from the primary functions power supply.											
(c) 至 (e) 保留 (c) to (e) Reserved.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(f) 外部電源的連接應具預防連接錯誤的設計。如有必要且正確連接的方式，應清楚地標示於連接點周圍。 (f) External power connections shall be designed such that wrong connection of power is prevented. If necessary correct way of connection shall be clearly marked adjacent to the connection.											
(g) 保留 (g) Reserved.											
(h) 所有電子設備應具足夠牢固的連接，以防止振動時鬆動。不存在不必要的連接。在振動試驗期間應驗證其正常運作。 (h) All electronics shall be connected with adequately secured connections to prevent loosening during vibrations. No unnecessary connections shall be present. Proper functioning shall be verified during a vibration test.											
LUMRS.1365 電纜 LUMRS.1365 Electric cables											
(a) 所有佈線應： (1) 適合電流和電壓通過;允許在接線中沒有扭結。 (2) 於最小鬆弛時得以緩解應變。電纜佈線不應沿著銳邊。 (a) All wiring shall be:											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(1) suitable for the current and voltage going through; no kinks in the wiring are allowed. (2) strain relieved while having minimum slack. Cable routing shall not be along sharp edges.											
(b) 保留 (b) Reserved.											
(c) 飛機的佈線應按接線圖。除非在接線圖中另有說明，否則顏色代碼應如下：正電壓和負電壓應具有清晰的顏色編碼，並與信號線不同。 (c) The wiring lay out of the aircraft shall be according to the wiring diagram. Unless specified in the wiring diagram, the colour code shall be as follows: +voltage and -voltage shall have clear colour coding, different from signal wires.											
照明 Lights											
LUMRS.1384 外部照明 LUMRS.1384 External Lights											
a) 如果以察看或避讓為目的而安裝了外部照明，則它們必須符合 CS-27 第 27.1385 至 27.1401 段落之規定。 a) If external lights are installed for see & avoid purpose, then they shall comply with paragraphs 27.1385 to 27.1401 of CS-27 as appropriate.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
b) 針對遙控飛機而言 a)並不實用，而需應用於特殊條件。 b) For RPA where a) is impractical, a special condition applies.											
安全設備 Safety Equipment											
LUMRS.1412 緊急復原能力 LUMRS.1412 Emergency recovery capability											
(a) 在所有飛行階段都應提供安全飛行終止功能或手動控制返回模式。在手動操作的情況下，應明確無誤地指示操作方式。如果使用開關，其功能應為單次使用。 (a) A safe flight termination functionality or manual control fall back mode shall be available during all flight phases. In case of manual activation, the means of activation shall be clearly and unambiguously marked. If a switch is used, its function shall be single use.											
(b) 至 (f) 保留 (b) to (f) Reserved.											
(g) 所有主要電子設備應在飛機上。所有電子零件應正確安裝在飛機上。 (g) All primary electronics shall be on board of the aircraft. All electronic parts shall be properly mounted on the aircraft.											
(h) 在發生意外情況時，飛機應（自動）啟動適用此狀態下的安全飛航終止功能或手動控制返回模式，以確保在規定的區域限制內安全終止飛行。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(h) In case of contingencies, the aircraft shall (automatic) activate the safe flight termination functionality or manual control fall back mode appropriate to the occurring circumstances to ensure a safe end of flight within the required area restrictions.											
LUMRS.1413 應急程序 LUMRS.1413 Contingency Procedures											
(a) 為確保飛機不會對地面上的人員和財物構成危險, 並且在以下情況下,不存在因控制鏈路退化而導致空中碰撞的危險, 每架無人機應在飛行手冊或其他核定手冊中，根據 CS-LUMRS.1425 註明降階狀態的應急程式: i. 降階的訊息錯誤率 (DMER) ii. 關鍵的訊息錯誤率 (CMER) iii. 自動的訊息錯誤率 (AMER) (a) To ensure, the aircraft does not present a danger to people and properties on ground and does not present a risk for mid-air collision following a control link degradation, each RPAS shall specify in the Flight Manual or other approved Manual the contingency procedures for the degraded status according CS-LUMRS.1425: i. Degraded message error rate (DMER) ii. Critical message error rate (CMER) iii. Automatic message error rate (AMER)											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 必須保障應急程式不受干擾而導致疏忽操作。 (b) The Contingency procedures shall be safeguarded from interference leading to inadvertent operation.											
雜項設備 Miscellaneous Equipment											
LUMRS.1419 除冰系統 LUMRS.1419 Deicer System											
若飛機有裝備除冰系統，且除冰防護設備有驗證需求時，則此除冰系統與其零組件的設計皆須滿足在正常操作之溫度與壓力下皆能達到原預定的功能。 If certification with ice protection provisions is desired and a de-icer system is installed the system and its components shall be designed to perform their intended function under any normal system operating temperature or pressure.											
命令與控制資料鏈 Command and Control Datalink											
LUMRS.1421 通則 LUMRS.1421 General											
(a) 至 (c) 保留 (a) to (c) Reserved.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(d) 使用的數據鏈路頻率和發射功率，需經過無線電通信機構批准。 (d) Used data link frequency and transmitting power shall be approved by the radio communications agency.											
LUMRS.1423 命令與控制資料鏈結遺失 LUMRS.1423 Command and control data link loss											
(a) 至 (b) 保留 (a) to (b) Reserved.											
(c) 當數據鏈路透過警告信號通報遺失時，應通知 PIC。 (c) The PIC shall be informed when the data link is lost by means of a warning signal.											
(d) 當數據鏈路遺失時，飛機應遵循預定程序，以確保在規定的區域限制內安全終止飛航。 (d) When data link is lost, the aircraft shall follow a predefined procedure to ensure a safe end of flight within the required area restrictions.											
(e) 保留 (e) Reserved.											
LUMRS.1425 命令與控制資料連結模式 LUMRS.1425 Command and Control Data Link Modes											
(a) 由於命令和控制鏈路可能發生波動，每架無人機應在飛行手冊或其他核定手冊中註明： (1) 正常傳輸方式											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) 降階的訊息錯誤率 (DMER) 模式 (3) 關鍵的訊息錯誤率 (CMER) 模式 (4) 自動的訊息錯誤率 (AMER) 模式 (a) Due to possible fluctuation of the command and control datalink, each RPAS shall specify in the Flight Manual or other approved Manual the: (1) Normal transmission mode (2) Degraded message error rate (DMER) mode (3) Critical message error rate (CMER) mode (4) Automatic message error rate (AMER) mode											
LUMRS.1427 所需的 C2 通信性能 (C2-RCP) LUMRS.1427 Required C2 Communication Performance (C2-RCP)											
(a) 每架無人機應在飛行手冊或其他經核准的手冊中，註明所需的 C2 通訊性能 (C2-RCP), 其範圍如下: (1) 在確定與安全操作一致的傳輸速率時，要考慮的整個通信系統的頻寬和等待時間。應當注意，術語“上行鏈路”和“下行鏈路”並不僅意味著視線射頻頻道，而是包括能夠發送所需信息的任何類型的通信設備的任何配置。 (2) 通信範圍應足以與飛機進行永久通信。 (3) 完整度。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) Each RPAS shall specify in the Flight Manual or other approved Manual the Required C2 Communication Performance (C2-RCP) in terms of: (1) Bandwidth and latency of the overall communications system which are to be considered when determining transmission rates consistent with safe operation. It should be noted that the terms ‘uplink’ and ‘downlink’ do not imply only a line of sight radio frequency channel, but include any configuration of any type(s) of communication device(s) capable of transmitting the required information. (2) Communication range which shall be sufficient to have a permanent communication with the aircraft. (3) Integrity.											
(b) 保留 (b) Reserved.											
雜項設備 Miscellaneous Equipment											
LUMRS.1431 電子設備 LUMRS.1431 Electronic Equipment											
電子設備和裝置在於本身、其操作方法和對其他部件，必須不受危害的影響。 Electronic equipment and installations shall be free from hazards in themselves, in their method											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
of operation, and in their effects on other components.											
LUMRS.1481 酬載 LUMRS.1481 Payload											
(a) 幾個酬載構型是經飛機系統型式認證所發行/同意。 (a) An aircraft System Type Certification Basis may be released for several payload configurations.											
b) 若飛機系統設計於搭載酬載，則這些酬載的整合與操作，不得對飛機的安全飛行和控制產生不利影響; (b) Where an aircraft is designed to carry payloads, the integration and operation of those payloads shall not adversely affect the safe flight and control of the aircraft.											

Subpart G：操作限制和資訊 OPERATING LIMITATIONS AND INFORMATION

編號 / 需求 No. / Requirements	需求 適用 A / 不適用 NA	符合性方法(MOC) 設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	證明文件 / 備註
SUBPART G -操作限制和資訊 SUBPART G - OPERATING LIMITATIONS AND INFORMATION											
通則 GENERAL											
LUMRS.1501 通則 LUMRS.1501 General											
(a) 保留 (a) Reserved.											
(b)保留 (b) Reserved.											
(c) 飛機應在啟動測試中提供執行飛行前檢查，以驗證飛行關鍵系統是否按照飛行手冊中的規定執行。 (c) The aircraft shall provide in a Start-up Test to perform a pre-flight check to verify that flight critical systems are functioning as described in the Flight Manual.											
操作限制 Operating Limitations											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
LUMRS.1519 重量和重心 LUMRS.1519 Weight and centre of gravity											
分別根據 CS-LUMRS.25 和 27 確定的重量和重心限制必須確定為操作限制。 The weight and centre of gravity limitations determined under CS-LUMRS.25 and 27, respectively, shall be established as operating limitations.											
LUMRS.1521 動力裝置限制 LUMRS.1521 Power plant limitations											
(a) 保留 (a) Reserved.											
(b) 動力裝置起飛作業必須受以下限制 - (1) 最高轉速，不得大於 - (i) 轉子設計確定的最大值;或 (ii) 型式試驗中顯示的最大值; (2) 關鍵發動機參數的最大允許值; (3) 若適用，使用與(1)及(2)節所訂的限制相對應的權力的期限; (b) The power plant operation shall be limited by - (1) The maximum rotational speed, which may not be greater than - (i) The maximum value determined by the rotor/propeller design; or											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(ii) The maximum value shown during the type tests; (2) The maximum allowable value of the critical engine parameters; (3) The time limit for the use of the power corresponding to the limitations established in subparagraph (1) and (2), if applicable.											
(c)保留 (c) Reserved.											
(d)保留 (d) Reserved.											
LUMRS.1523 最低操控人員人數 LUMRS.1523 Minimum Flight Crew											
必須建立最低限度的飛行機組，以便安全運行，考慮到： (a) 個別機組人員的工作量 The minimum flight crew shall be established so that it is sufficient for safe operation considering: (a) The workload on individual crew members											
(b) 必須考慮以下因素確定每名船員的工作量和作用： (1) 飛行路徑控制 (2) 與地面障礙物或空中交通的分離和碰撞避免											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(3) 導航 (4) 通訊 (5) 操作和監測繼續安全飛行和著陸所需的所有 RPAS 系統 (6) 與駕駛無關的任務（例如有效負載操作） (7) 指揮決定和 (8) 在機組成員飛行站的所有正常和緊急操作期間，適當的機組成員可以進行必要控制的可達性和易操作性。 (b) Each crew member workload and role shall be determined considering the following: (1) Flight path control (2) Separation and collision avoidance with ground obstacle or air traffic (3) Navigation (4) Communications (5) Operation and monitoring of all RPAS systems required for continued safe flight and landing (6) Tasks not related to piloting (e.g. payload operation) (7) Command decisions and (8) The accessibility and ease of operation of necessary controls by the appropriate crew member during all normal and emergency operations when at the crew member flight station.											
(c) 根據 CS-LUMRS.1525 授權的操作類型。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(c) The kinds of operation authorized under CS-LUMRS.1525.											
LUMRS.1525 各種操作 LUMRS.1525 Kinds of operation											
飛機的操作類型，侷限於認證及部分的安裝設備。 The kinds of operation to which the aircraft is limited are established as part of the certification and by the installed equipment.											
LUMRS.1527 最大操作高度 LUMRS.1527 Maximum operating altitude											
必須建立允許操作的最大高度，受飛行，結構，動力裝置，功能或設備特性的限制。 The maximum altitude up to which operation is allowed, as limited by flight, structural, power plant, functional, or equipment characteristics, shall be established.											
LUMRS.1529 持續適航指示 LUMRS.1529 Instructions for Continued Airworthiness											
必須準備符合附錄 A 的持續適航指示。 Instructions for Continued Airworthiness in accordance with Appendix A shall be prepared.											
標記和標牌 Markings and Placards											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
LUMRS.1541 通則 LUMRS.1541 General											
(a) RPA 和 RPS 必須包含— (1) CS-LUMRS.1557, CS-LUMRS.1565 中規定的標記和標牌，以及 (2) 旋翼航空器安全操作所需的任何附加資訊，儀表標記和標牌，如果它具有不尋常的設計，操作或操作特性。 (3) 擬由機組人員使用的標牌應放置在控制站的適當位置。 (a) The RPA and RPS shall contain- (1) The markings and placards specified in CS-LUMRS.1557, CS-LUMRS.1565, and (2) Any additional information, instrument markings, and placards required for the safe operation of rotorcraft if it has unusual design, operating or handling characteristics. (3) Placards intended for use by the flight crew should be placed at an appropriate location in the control station.											
(b) (a)段所訂明的每張標記及標語牌— (1) 必須在顯眼的地方展示; 和 (2) 不容易被刪除，毀容或模糊。 (b) Each marking and placard prescribed in sub-paragraph (a) - (1) Must be displayed in a conspicuous place; and											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) May not be easily erased, disfigured, or obscured.											
(c) 標牌上使用的計量單位必須與指標上使用的計量單位相同。 (c) The units of measurement used on placards must be the same as those used on the indicators.											
LUMRS.1557 雜項標記和標牌 LUMRS.1557 Miscellaneous markings and placards											
(a) 至 (d) 保留 (a) to (d) Reserved.											
(e) 每個直流電氣裝置的系統電壓必須在其外部電源連接附近清楚標明。 (e) The system voltage of each direct current electrical installation must be clearly marked adjacent to its external power connection.											
(f) 保留 (f) Reserved.											
(g)飛行安全結束功能，應標記為紅色。 (g) The safe end of flight function shall be marked red.											
LUMRS.1565 螺旋槳 LUMRS.1565 Propellers											
必須標記所有螺旋槳，使其在正常日光地面條件下的明顯地顯示圓型。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
All propellers shall be marked so that their discs are conspicuous under normal daylight ground conditions.											
飛行手冊和核准的手冊內容 Flight Manual and Approved Manual Material											
LUMRS.1581 通則 LUMRS.1581 General											
(a) 提供資訊。必須為每個 UAS 提供飛行手冊，並且必須包含以下內容： (1) CS-LUMRS.1583 至 CS-LUMRS.1589 所要求的資訊。 (2) 因設計，操作或操作特性而需要安全操作的其他資訊。 (3) 根據 CS-LUMRS.1412 的飛行終止系統所必需的資訊和 CS-LUMRS.1413 的應急程序。 (a) Furnishing information. A Flight Manual shall be furnished with each RPAS, and it shall contain the following: (1) Information required by CS-LUMRS.1583 through CS-LUMRS.1589. (2) Other information that is necessary for safe operation because of design, operating, or handling characteristics. (3) Information that is necessary for the Flight Termination System per CS-LUMRS.1412 and the contingency procedure per CS-LUMRS.1413											
(b) 核准的資訊。CS-LUMRS.1583 至 CS-LUMRS.1589 中列出的適用於 RPAS 的手冊的每											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
個部分都必須提供，驗證和批准，並且必須與該手冊的每個未經批准的部分進行隔離，識別和明確區分。 (b) Approved information. Each part of the manual listed in CS-LUMRS.1583 through CS-LUMRS.1589, that is appropriate to the RPAS, shall be furnished, verified, and approved, and shall be segregated, identified, and clearly distinguished from each unapproved part of that manual.											
(c) 未經核准的資訊。未經批准的資訊必須以認證機構可接受的方式提交。 (c) Non-approved Information. Non-approved information shall be presented in a manner acceptable to the Certifying Authority.											
(d) 單位。手冊中使用的測量單位必須與指標上使用的單位相同。 (d) Units. The units of measurement used in the manual shall be the same as those used on the indicators.											
(e) 目錄。如果手冊的複雜性表明需要，每個 UAS 飛行手冊必須包含一個目錄。 (e) Table of contents. Each RPAS Flight Manual shall include a table of contents if the complexity of the manual indicates a need for it.											
LUMRS.1583 操作限制 LUMRS.1583 Operating Limitations											
(a) 空速和轉子限制。必須提供在各自指標上或附近標記空速和轉子限制所需的資訊。必											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
須解釋每個限制和顏色編碼的重要性。 (a) Airspeed and rotor limitations. Information necessary for the marking of airspeed and rotor limitations on, or near, their respective indicators shall be furnished. The significance of each limitation and of the colour coding shall be explained.											
(b) 動力裝置限制。必須提供以下資訊： (1) CS-LUMRS.1521 要求的限制。 (2) 適當時解釋限制。 (b) Power plant limitations. The following information shall be furnished: (1) Limitations required by CS-LUMRS.1521. (2) Explanation of the limitations, when appropriate.											
(c) 重量和負載分佈。必須提供 CS-LUMRS.1519 所要求的重量和重心限制。如果各種可能的裝載保證了必要性，則必須包括說明以便能夠準備好遵守這些限制。 (c) Weight and loading distribution. The weight and centre of gravity limits required by CS-LUMRS.1519 shall be furnished. If the variety of possible loading warrants the necessity, instructions shall be included to allow ready observance of the limitations.											
(d) 各種操作。必須列出飛機及其設備安裝得到批准的各種操作，包括根據 CS-LUMRS.1525 批准的操作範圍。 (d) Kinds of operation. Each kind of operation for which the aircraft and its equipment											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
installations are approved including the approved operational envelope according CS-LUMRS.1525 shall be listed.											
(e) 海拔高度。在 CS-LUMRS.1527 下建立的高度。 並且必須提供限制因素的解釋。 (e) Altitude. The altitude established under CS-LUMRS.1527 and an explanation of the limiting factors shall be furnished.											
LUMRS.1585 操作程序 LUMRS.1585 Operating Procedures											
(a) 包含操作程序的部分手冊必須包含有關任何正常和緊急程序的資訊以及安全操作所需的其他資訊，包括起飛和著陸程序以及相關的空速。 (a) The part of the manual containing operating procedures shall have information concerning any normal and emergency procedures and other information necessary for safe operation, including take-off and landing procedures and associated airspeeds.											
(b) 至 (c) 保留 (b) and (c) Reserved.											
(d) 必須提供有關電池容量在時間和環境條件下的預期損失信息。 (d) Information shall be furnished on the expected loss of battery capacity in time and environmental conditions.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(e) 必須提供有關每個電池可用容量的資訊。 (e) Information on the total quantity of useable capacity for each battery shall be furnished.											
(f) 保留 (f) Reserved.											
(g) PIC 和觀察員之間適當通信的信息。 (g) Information on adequate communication procedures between the PIC and observer.											
LUMRS.1587 性能資訊 LUMRS.1587 Performance Information											
(a) 飛行手冊必須提供以下資訊，這些資訊是根據 CS-LUMRS.143(c)確定的： (i) 受空速，溫度和海拔等任何相關因素影響的懸停天花板和穩定的爬升和下降速度; (ii)在地面附近作業的最大安全風力。如果有重量，高度和溫度的組合，其中提供了性能資訊，並且飛機無法以最大風值安全著陸和起飛，那麼應在運行範圍的那些部分和適當的安全風條件中確定飛行手冊。 (iii) 顯示符合 CS-LUMRS.1041 的冷卻規定的最高氣溫;和 (a) The Flight Manual shall be furnished with the following information, determined in accordance with CS-LUMRS.143(c): (i) The hovering ceilings and the steady rates of climb and descent, as affected by any pertinent factors such as airspeed, temperature, and altitude;											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(ii) The maximum safe wind for operation near the ground. If there are combinations of weight, altitude and temperature for which performance information is provided and at which the aircraft cannot land and take-off safely with the maximum wind value, those portions of the operating envelope and the appropriate safe wind conditions shall be identified in the flight manual. (iii) The maximum atmospheric temperature at which compliance with the cooling provisions of CS-LUMRS.1041 is shown.											
(b) 飛行手冊必須在其性能資訊部分中包含使用的起飛重量和高度的任何相關資訊。 (b) The Flight Manual shall contain, in its performance information section, any pertinent information concerning the take-off weights and altitudes.											
LUMRS.1589 負載資訊 LUMRS.1589 Loading Information											
對於在 CS-LURS.25 下確定的最大和最小重量之間的每個可能的加載條件，必須有加載指令，這可能導致重心超出 CS-LURS.27 規定的任何極限。 There shall be loading instructions for each possible loading condition between the maximum and minimum weights determined under CS-LUMRS.25 that can result in a centre of gravity beyond any extreme prescribed in CS-LUMRS.27.											

Subpart H：察覺與避讓要求(保留) DETECT AND AVOID REQUIREMENTS(RESERVED)

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
SUBPART H - 察覺與避讓要求(保留) SUBPART H - DETECT AND AVOID REQUIREMENTS (RESERVED)											

Subpart I：導控站 CONTROL STATION

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
SUBPART I-導控站 SUBPART I- CONTROL STATION											
導控站 CONTROL STATION											
LUMRS.1709 飛行和導航儀器 LUMRS.1709 Flight and navigation instruments											
(a) 遠端操作站應顯示以下信息： 1.飛機高度(AGL or AMSL) 2.飛機位置或遠端飛行員的水平距離或等效信息，確保飛機保持在最大距離內 3.飛機地面速度(另參照 CS-LUMRS.1709) 4.燃料和/或電池容量 5.飛機衛星定位指標 (若有配備衛星定位) (a) The following information shall be displayed on the Remote Pilot Station: 1 Aircraft altitude (AGL or AMSL). 2 Aircraft position or horizontal distance to remote pilot or equivalent information that ensures that the aircraft shall stay within the maximum distance.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
3 Aircraft ground speed (see also CS-LUMRS.1709). 4 Level of fuel and/or battery capacity. 5 Aircraft GPS satellite fix indication (if GPS equipped).											
(b) 和 (c) 保留 (b) to (c) Reserved.											
(d) 若飛機最大速度超過 70 節，則應於 RPS 出現空速指示。若沒有空速指示，但 RPS 上有地速指示，減去飛行手冊中規定的最大允許風速，則最大地速不得超過 70 節。 (d) If the aircraft maximum airspeed exceeds 70 knots, an airspeed indication shall be present at the RPS. If no airspeed indication is available, but ground speed indication is available on the RPS, then the max ground speed shall not exceed 70 knots minus the maximum allowable wind speed in knots as specified in the Flight Manual.											
LUMRS.1720 操作偏異警告 LUMRS.1720 Operational deviation warnings											
(a) 無人機須具備警告功能，以防止飛手操控一旦超出原預定之飛行高度或距離時能提出警告資訊(俗稱的"虛擬藩籬"功能) (a) The RPS shall be equipped with a warning functionality to warn the pilot upon exceedance of the pre-defined altitude and distance limitations for the planned operation (the so called virtual fence functionality).											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(b) 當無人機被設定成自動飛控模式時，一旦飛行偏離原預劃之自動飛控路徑，警告系統應發揮警告作用。相關路徑偏異容許值須經由驗證機關核准。 (b) Where automatic flight control modes are activated, a warning shall be displayed when excessive deviation from the pre-programmed flightpath occurs. The acceptable deviation shall be agreed with the Certifying Authority.											
LUMRS.1729 自動駕駛系統 LUMRS.1729 Automatic pilot system											
(a) 遙控飛行員必須能夠方便地獲得系統操作的每個手動操作控制。 (a) Each manually operated control for the system’s operation shall be readily accessible to the remote pilot.											
(b) 如果自動駕駛系統可以連接到機載導航設備，則必須提供裝置以向飛行員指示當前的操作模式。 選擇開關位置不能作為指示手段。 (b) If the automatic pilot system can be coupled to airborne navigation equipment, means shall be provided to indicate to the pilot(s) the current mode of operation. Selector switch position is not acceptable as a means of indication.											
LUMRS.1763 引擎控制 LUMRS.1763 Engine controls											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(a) 至 (b) 保留 (a) to (b) Reserved.											
(c) 如果可能的話，使用一個帶有“安全電路”的速度控制器(功能)，除非油門已經回到“停止”或“空轉”位置，否則它將不允許馬達啟動。 (c) If possible use a speed controller (function) that incorporates a "safety circuit" that will not allow the motor to start unless the throttle has been brought back to the "stop" or "idle" position.											

Appendix A：持續適航要求 INSTRUCTIONS FOR CONTINUED AIRWORTHINESS

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
附錄 A APPENDIX A											
持續適航要求 INSTRUCTIONS FOR CONTINUED AIRWORTHINESS											
A.LUMRS.1 通則 A.LUMRS.1 General											
(a) 本附錄規定了按照 CS-LUMRS.1529 的要求編制持續適航指令的要求。 (a) This appendix specifies requirements for the preparation of instructions for continued airworthiness as required by CS-LUMRS.1529.											
(b) 每個 RPAS 的持續適航指令必須包括每個發動機和旋翼（以下稱“產品”）的持續適航指令，任何適用的 CS 或操作規則所要求的每個設備，以及與此相關的任何所需信息。 這些設備和產品與 RPAS 的接口。 如果 RPAS 中安裝的設備或產品的製造商不提供持續適航性的說明，則 RPAS 持續適航的說明必須包括對飛機持續適航性至關重要的信息。 (b) The instructions for continued airworthiness for each RPAS shall include the instructions for continued airworthiness for each engine and rotor (hereinafter designated "products"), for each appliance required by any applicable CS or operating rule, and any required information relating											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
to the interface of those appliances and products with the RPAS. If instructions for continued airworthiness are not supplied by the manufacturer of an appliance or product installed in the RPAS, the instructions for continued airworthiness for the RPAS shall include the information essential to the continued airworthiness of the aircraft.											
Appendix A 持續適航指令 Appendix A Instructions for continued airworthiness											
A.LUMRS.2 格式 A.LUMRS.2 Format											
(a) 持續適航指示必須採用適合於提供的數據量的手冊或手冊的形式。 (a) The instructions for continued airworthiness shall be in the form of a manual or manuals as appropriate for the quantity of data to be provided.											
(b) 手冊或手冊的格式必須提供實際安排。 (b) The format of the manual or manuals shall provide for a practical arrangement.											
A.LUMRS.3 內容 A.LUMRS.3 Content											
手冊或手冊的內容必須以英文編寫。持續適航的說明必須包含以下手冊或段落，並酌情： (a) RPAS 維護手冊或段落： (1) 介紹信息，包括對維護所需程度的 RPAS 特徵和數據的說明。											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(2) RPAS 及其係統和裝置的描述，包括其發動機，轉子和設備。 (3) 描述 RPAS 組件和系統如何控制及其運行方式的基本控制和操作信息，包括適用的任何特殊程序和限制。 (4) 維修信息，包括有關維修點，油箱或電池容量，容器，使用的液體類型，適用於各種系統的壓力，檢查和維修檢修面板的位置，潤滑點的位置，潤滑劑的詳細信息二手，維修所需的設備，拖車說明和限制，繫泊，升降和平整信息。 The contents of the manual or manuals shall be prepared in the English language. The instructions for continued airworthiness shall contain the following manuals or paragraphs, as appropriate, and information: (a) RPAS maintenance manual or paragraph: (1) Introduction information that includes an explanation of the RPAS's features and data to the extent necessary for maintenance. (2) A description of the RPAS and its systems and installations including its engine, rotors, and appliances. (3) Basic control and operation information describing how the RPAS components and systems are controlled and how they operate, including any special procedures and limitations that apply. (4) Servicing information that covers details regarding servicing points, capacities of tanks or batteries, reservoirs, types of fluids to be used, pressures applicable to the various systems,											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
location of access panels for inspection and servicing, locations of lubrication points, the lubricants to be used, equipment required for servicing, tow instructions and limitations, mooring, jacking, and levelling information.											
(b) 維護說明 (1) 為 RPAS 及其發動機，輔助動力裝置，轉子附件，儀表和設備的每個部分安排信息，提供應對其進行清潔，檢查，調整，測試和潤滑的建議週期，以及檢查，適用的磨損公差和這些時期推薦的工作。但是，如果證明該項目具有極高的複雜程度，需要專門的維護技術，測試設備或專業知識，則允許將附件，儀器或設備製造商稱為此信息的來源。還必須包括建議的大修期和必要的交叉參考手冊的適航限制段落。此外，必須包括一項檢查計劃，其中包括為 RPAS 持續適航所必需的檢查的頻率和程度。 (2) 故障排除信息描述問題故障，如何識別這些故障，以及這些故障的補救措施。 (3) 描述拆卸和更換產品和部件的順序和方法的信息，並採取任何必要的預防措施。 (4) 其他一般程序指令，包括地面運行期間的系統測試程序，對稱性檢查，稱重和確定重心，提升和支撐以及存儲限制。 (b) Maintenance instructions (1) Scheduling information for each part of the RPAS and its engines, auxiliary power units, rotors accessories, instruments and equipment that provides the recommended periods at which they should be cleaned, inspected, adjusted, tested, and lubricated, and the degree of inspection,											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
the applicable wear tolerances and work recommended at these periods. However, it is allowed to refer to an accessory, instrument or equipment manufacturer as the source of this information if it is shown that the item has an exceptionally high degree of complexity requiring specialized maintenance techniques, test equipment, or expertise. The recommended overhaul periods and necessary cross references to the airworthiness limitations paragraph of the manual shall also be included. In addition, an inspection program that includes the frequency and extent of the inspections necessary to provide for the continued airworthiness of the RPAS shall be included. (2) Troubleshooting information describing problem malfunctions, how to recognize those malfunctions, and the remedial action for those malfunctions. (3) Information describing the order and method of removing and replacing products and parts with any necessary precautions to be taken. (4) Other general procedural instructions including procedures for system testing during ground running, symmetry checks, weighing and determining the centre of gravity, lifting and shoring, and storage limitations.											
(c) 結構檢查板的圖表以及在沒有提供檢修板時進入檢查所需的信息。 (c) Diagrams of structural access plates and information needed to gain access for inspections when access plates are not provided.											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
(d) 特殊檢查技術的應用細節，包括射線照相和超聲波檢測，其中規定了此類過程。 (d) Details for the application of special inspection techniques including radiographic and ultrasonic testing where such processes are specified.											
(e) 檢查後對結構進行保護性處理所需的信息。 (e) Information needed to apply protective treatments to the structure after inspection.											
(f) 與結構緊固件相關的所有數據，例如識別，丟棄建議和扭矩值。 (f) All data relative to structural fasteners such as identification, discard recommendations, and torque values.											
(g) 所需的特殊工具清單。 (g) A list of special tools needed.											
A.LUMRS.4 適航限制部分 A.LUMRS.4 Airworthiness Limitations Section											
持續適航指令必須包含一個標題為適航限制的段落，該段落是隔離的，並且與文件的其餘部分明確區分開來。 本段必須列出 CS-LUMRS.571 批准的每個強制更換時間，結構檢查間隔和相關結構檢查程序。 如果持續適航指令由多個文件組成，則本分段要求的段落必須包含在主要手冊中。 本段必須在顯著位置包含清晰的聲明，內容如下： “適航限制部分已獲批准，並且還必須批准變更” The instructions for continued airworthiness shall contain a paragraph titled Airworthiness											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
Limitations, which is segregated and clearly distinguishable from the rest of the document. This paragraph shall set forth each mandatory replacement time, structural inspection interval, and related structural inspection procedure approved under CS-LUMRS.571. If the instructions for continued airworthiness consist of multiple documents, the paragraph required by this sub-paragraph shall be included in the principal manual. This paragraph shall contain a legible statement in a prominent location that reads: "The airworthiness limitations section is approved and variations shall also be approved".											
A.LUMRS.5 電池適航性 A.LUMRS.5 Battery Airworthiness											
依持續適航需求之規定，必須定期量測電池的容量，以確保其安裝於飛機上之服役期間，相關電力提供均能滿足飛行安全所需。另依持續適航規定，針對備用庫存之電池，尤其針對部分庫存電池長期處於低充電量狀態或曾經有蓄電量不足現象者，亦須具備完整的維護程序以確保當此備用電池安裝於飛機取代原使用電池後，飛機之飛行安全仍能確保。 The Instructions for Continued Airworthiness shall contain maintenance requirements for measurements of battery capacity at appropriate intervals to ensure that batteries whose function is required for safe operation of the aircraft will perform their intended function as long as the batteries are installed in the aircraft. The Instructions for Continued Airworthiness shall also contain maintenance procedures for batteries in spares storage to prevent the replacement of											

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
batteries whose function is required for safe operation of the aircraft, with batteries that have experienced degraded charge retention ability or other damage due to prolonged storage at low state of charge (SOC).											
A.LUMRS.6 軟體與系統變更 A.LUMRS.6 Software and System Modifications											
所有軟體及系統的變更均須依正常維護程序詳實記錄。所有軟體及系統的變更均須依維護計畫執行檢驗及核准。所有軟體變更均應歸類為重大變更，且均須詳實記錄於摘要說明內。 All software and system changes shall be documented as part of the normal maintenance procedures and shall be available for inspection. All software and system changes shall be inspected and approved according to the maintenance program. All software changes to the aircraft and RPS are categorized as major changes, and shall be provided in summary form at the time they are incorporated.											

Appendix B：引擎 ENGINES

編號 / 需求 No. / Requirements	需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
	適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
附錄 B APPENDIX B											
電動引擎 Electrical Engines											
B-LUMRS.133 耐久試驗 B-LUMRS.133 Endurance Test											
(a) 安裝在飛機上的電動馬達組件必須經受耐久性試驗(具有代表性的轉子和傳動裝置)，包括總共 50 小時的操作，並包括預定類型電動馬達組件週期性的操作。 (a) The electric motor assembly, as installed on the aircraft, shall be subjected to an endurance test (with representative rotors and transmissions) that includes a total of 50 hours of operation and consists of cycle's representative to the intended type(s) of operation.											
(b) 保留 (b) Reserved.											
(c) 保留 (c) Reserved.											

附件四 遙控無人機檢驗紀錄表

遙控無人機檢驗紀錄表
Drone Inspection Record

1.申請人名稱 Name	6.專案編號(Project No.)	8.檢驗產品類別 Product Category ☐ 無人飛機 Aircraft ☐ 無人直昇機 Helicopter ☐ 無人多旋翼機 Muti-Rotors ☐ 其 它 Other (_____)
2.地址 Address	7.申請證書類別 Application made for ☐型式檢驗合格證 (Type Inspection Certificate) ☐設計、製造 ☐改裝(原型式檢驗合格證號：_____) ☐型式認可證明 (Type Validation Approval) ☐ 實體檢驗合格證 (Inspection Certificate) ☐ 特種實體檢驗合格證 (Special Inspection Certificate)	
3.電話 Tel		
4.傳真 Fax		
5.電子郵件 E-mail		

項次	檢 驗 項 目	結 果			說 明
		Acc.	Rej.	N/A	
1	申請表 Formal Application				
2	文件審查 Document Review				
3	最大起飛重量 Maximum Takeoff Weight				總重 Gross ： 公斤 酬載 Payload： 公斤
4	遙控無人機檢驗 Drone Inspection				
5	實地審查 On-Site Review				

審查意見(Comments)

檢驗人員:_____
Specialist
承辦人:_____日期:_____
Project Manager Date: mm/dd/yy

附件五 遙控無人機檢驗報告表

<table>
<tr><td colspan="6">遙控無人機檢驗報告表
Drone Inspection Project Report</td></tr>
<tr><td colspan="2">專案編號(Project No.)</td><td colspan="4"></td></tr>
<tr><td colspan="2">申請人(Applicant)</td><td colspan="4"></td></tr>
<tr><td colspan="2">住址(Address)</td><td colspan="4"></td></tr>
<tr><td colspan="2">申請類別
Application made for</td><td colspan="4">□型式檢驗合格證(Type Inspection Certificate)
□設計、製造 □改裝(原型式檢驗合格證號：_____)
□型式認可證明(Type Validation Approval)
□實體檢驗合格證(Inspection Certificate)
□特種實體檢驗合格證(Special Inspection Certificate)</td></tr>
<tr><td colspan="2">檢驗產品類別
Product Category</td><td colspan="4">□無人飛機 Aircraft □無人直昇機 Helicopter
□無人多旋翼機 Muti-Rotors □其 它 Other ( )</td></tr>
<tr><td colspan="2">聯絡人(Contact Person)</td><td colspan="4"></td></tr>
<tr><td colspan="2">E-Mail:</td><td colspan="2"></td><td colspan="2">電話 Tel:</td></tr>
<tr><td colspan="6">檢驗小組成員 Team Members</td></tr>
<tr><td colspan="2">承辦人 Project Manager</td><td colspan="4"></td></tr>
<tr><td colspan="2">檢驗人員 Specialist</td><td colspan="4"></td></tr>
<tr><td colspan="6">工作說明</td></tr>
<tr><td></td><td>工作項目
Items</td><td>開始日期
mm/dd/yy</td><td>結束日期
mm/dd/yy</td><td colspan="2">說明
Note</td></tr>
<tr><td>1</td><td>申請
Formal Application</td><td></td><td></td><td colspan="2"></td></tr>
<tr><td>2</td><td>文件審查
Document Review</td><td></td><td></td><td colspan="2"></td></tr>
<tr><td>3</td><td>實地審查
On-Site Review</td><td></td><td></td><td colspan="2"></td></tr>
<tr><td>4</td><td>審查總結
Final Review</td><td></td><td></td><td colspan="2"></td></tr>
<tr><td colspan="6">備註欄 Note:

檢驗人員:_____
Specialist
承辦人:_____日期:_____
Project Manager Date: mm/dd/yy</td></tr>
</table>

附件六 遙控無人機型式檢驗合格證

中華民國交通部民用航空局
遙控無人機型式檢驗合格證

CIVIL AERONAUTICS ADMINISTRATION
Ministry of Transportation and Communications
Republic of China

TYPE INSPECTION CERTIFICATE OF DRONE

編號/No. CAA-UAVTIC-XXX

本型式檢驗合格證係發給(This Type Inspection Certificate is issued to)：

製造廠名稱(Name of Manufacturer)：
無人機構造(Drone Category)：
無人機型式(Drone Type/Model)：
最大起飛重量(Maximum Takeoff Weight)：
原型式檢驗合格證號(改裝者適用) (Original TIC No. (for modification))：
改裝說明(改裝者適用) (Description of modification))：

經本局對上述產品檢驗後確認，其製造、設計或改裝符合中華民國民用航空法之相關規定。
This certificate is to certify that the above Drone has been found in compliance with the Civil Aviation Act of the Republic of China.

中華民國　　年　　月　　日　　局　　長：
Date of issue:　　day of　　Director General

附件七 遙控無人機型式檢驗及認可標籤樣式

型式檢驗標籤	T00000
型式認可標籤	V00000

附件八 國外進口檢驗認可申請書

中華民國交通部民用航空局
CIVIL AERONAUTICS ADMINISTRATION
MINISTRY OF TRANSPORTATION AND COMMUNICATIONS, R.O.C

國外進口檢驗認可申請書

APPLICATION FOR VALIDATING TYPE INSPECTION CERTIFICATE

1. 申請人名稱 Name of applicant	6. 檢驗產品構造 Category ☐ 無人飛機 Aeroplane ☐ 無人直昇機 Helicopter ☐ 無人多旋翼機 Muti-Rotors ☐ 其它 Other（ ）
2. 地址 Address of applicant	
3. 電話 Tel	
4. 傳真 Fax	
5. 電子郵件 E-mail	

7. 遙控無人機基本資料(填寫7a Complete item 7a below)

a.	製造廠名稱 Manufacturer 遙控無人機型式 Type/Model 最大起飛重量 Maximum Takeoff Weight

8. 檢附證明文件
☐外國主管機關核發檢驗合格證明文件。
☐性能諸元文件。

9. 保證 － 本人保證上述聲明屬實 I certify that the above statements are true.

10. 申請人簽章 Signature of certifying official	11. 日期 Date

附件九 型式檢驗認可證明

中華民國交通部民用航空局
CIVIL AERONAUTICS ADMINISTRATION
Ministry of Transportation and Communications
Republic of China

遙控無人機型式認可證明

TYPE VALIDATION APPROVAL OF DRONE

編號/No.

本型式認可證明係發給：
製造廠名稱：
無人機型別/型號：

經本局對上述產品審查後確認，其設計符合中華民國民用航空法之相關規定。本局對於由_____發給之第_____號型式檢驗合格文件予以認可。

中華民國　　年　　月　　日　　局　　長：_____

This Type Validation Approval of Drone is issued to:
Name of Manufacturer:
Drone Type/Model:

This Approval is to certify that the above Drone, as enclosed in the Type Inspection Document No._____, issued by _____, has been found in compliance with the Civil Aviation Act of the Republic of China and is hereby validated.

Date of issue:_____ Director General: _____

附件十 實體檢驗查檢表

遙控無人飛機實體檢驗查檢表	
申請人：	聯絡人：
地址：	
電話：　　傳真：	電子郵件：
遙控無人飛機型式： Type/Model	序號 Serial No.
製造廠商名稱：	
型式檢驗合格證編號：	

備註：1.依送驗機原廠規格，執行量測與判定。

2.S=滿意、U=不滿意；不適用請於備註欄填入 N/A。

項次	檢查內容	S	U	備註
1.機體檢查項目				
A.機體結構				
1-A-1	檢查機體最大起飛重量是否符合			規格值： 實測值：
1-A-2	檢查機身總長度是否符合			規格值： 實測值：
1-A-3	檢查翼展總長度是否符合			規格值： 實測值：
1-A-4	檢查機身高度(翼面離地高度)是否符合			規格值： 實測值：
1-A-5	檢查機體外觀是否破損/脫層			
1-A-6	檢查機身是否有腐蝕情形			
1-A-7	檢查註冊號碼是否標明於遙控無人機上顯著之處			
1-A-8	檢查註冊號碼是否以標籤、鐫刻、噴漆或其他能辨識之方式標明，且應確保每次飛航活動時不至脫落並保持清潔、明顯使能辨識			
1-A-9	檢查註冊號碼標漆位置是否為遙控無人機之固定結構外部			

項次	檢查內容	S	U	備註
1-A-10	檢查註冊號碼顏色是否與背景明顯反襯，且以肉眼即能檢視			
B.起落架系統				
1-B-1	檢查鼻輪/主輪是否定位			
1-B-2	檢查鼻輪/主輪是否有裂紋及腐蝕情形			
1-B-3	檢查鼻輪/主輪胎壓是否符合規格			規格值： 實測值：
1-B-4	檢查鼻輪/主輪剎車盤是否有裂紋、磨損與變形			
1-B-5	檢查鼻輪/主輪剎車液壓油路是否漏油			
1-B-6	檢查鼻輪/主輪剎車系統作動是否正常			
1-B-7	檢查起落架收放是否正常			
C.機體內部固裝				
1-C-1	檢查隔框與加強樑是否有鉚釘裂損/裂紋現象			
1-C-2	檢查空速氣壓管是否固妥、無異物、無水氣			
1-C-3	檢查所有內部線路是否有鬆動或與管線互相摩擦等安全性顧慮			
1-C-4	檢查電池是否已確實固裝於機體			
1-C-5	檢查前/後配重塊是否固妥			
1-C-6	檢查供/傳油泵接頭是否無鬆脫、油管接頭無滲漏			
1-C-7	檢查飛控電腦裝備是否已確實固裝於機體			
1-C-8	檢查資料鏈裝備是否已確實固裝於機體			
1-C-9	檢查導航設備是否已確實固裝於機體			
1-C-10	檢查磁羅盤裝備是否已確實固裝於機體			
1-C-11	檢查空速管與飛控電腦搭接處是否無彎折現象			

項次	檢查內容	S	U	備註
1-C-12	檢查機載天線是否已固裝於機體			
1-C-13	檢查酬載固定及釋放機構是否已固裝於機體			
1-C-14	檢查酬載固定及釋放機構功能是否正常			
D.飛控系統				
1-D-1	檢查飛控電腦使用廠牌是否符合			
1-D-2	檢查飛控電腦使用型號是否符合			
1-D-3	檢查伺服器(致動器)使用廠牌是否符合			
1-D-4	檢查伺服器(致動器)使用型號是否符合			
1-D-5	檢查電源控制模組接頭是否已確認搭接			
1-D-6	檢查姿態航向參考(AHRS)模組接頭是否已確認搭接			
1-D-7	檢查導航設備模組接頭是否已確認搭接			
1-D-8	檢查資料儲存模組接頭是否已確認搭接			
1-D-9	檢查磁羅盤模組接頭是否已確認搭接			
1-D-10	檢查伺服器(致動器)輸出控制模組接頭是否已確認搭接			
1-D-11	檢查連接資料鏈通訊模組接頭是否已確認搭接			
E.動力系統(燃油引擎請填 1-E-1 至 1-E-10，電動馬達請填 1-E-9 至 1-E-14)				
1-E-1	檢查燃油引擎使用廠牌是否符合			
1-E-2	檢查燃油引擎使用型號是否符合			
1-E-3	檢查燃油標示牌是否明確			
1-E-4	檢查燃油系統/電氣系統是否有腐蝕情形			

項次	檢查內容	S	U	備註
1-E-5	檢查交流/直流發電機傳動皮帶是否有龜裂現象			
1-E-6	檢查可撓曲的燃油與滑油軟管是否有裂紋或阻塞現象			
1-E-7	檢查引擎整流罩是否有裂紋			
1-E-8	檢查液壓油與燃油是否有洩漏			
1-E-9	檢查動力系統減震支柱與相關固定螺栓滑動標誌是否穩固			
1-E-10	檢查動力系統座減震膠墊外觀有無破損			
1-E-11	檢查電動馬達使用廠牌是否符合			
1-E-12	檢查電動馬達使用型號是否符合			
1-E-13	檢查電動馬達轉動是否正常			
1-E-14	檢查電動馬達及電子變速器的連接線路，有無破損/鬆動/銹蝕情形			
F.電力系統				
1-F-1	檢查電池使用廠牌是否符合			
1-F-2	檢查電池使用型號是否符合			
1-F-3	檢查電池電壓是否符合規格			規格值： 實測值：
1-F-4	檢查電池外觀及接頭是否銹蝕			
1-F-5	檢查所有搭地線路，有無接地			
1-F-6	檢查落地燈、位置燈、防撞燈、操作模式燈、警示燈等是否正常			

項次	檢查內容	S	U	備註
G.螺旋槳系統				
1-G-1	檢查螺旋槳使用廠牌是否符合			
1-G-2	檢查螺旋槳使用型號是否符合			
1-G-3	檢查螺旋槳材質是否符合規格			
1-G-4	檢查螺旋槳螺栓的扭力/保險			
1-G-5	檢查螺旋槳外觀有無破損/脫層			
1-G-6	檢查槳葉直徑是否符合規格			規格值： 實測值：
1-G-7	檢查槳葉數量是否符合規格			規格值： 實測值：
H.資料鏈系統				
1-H-1	檢查機載資料鏈模組使用廠牌是否符合			
1-H-2	檢查機載資料鏈模組使用型號是否符合			
I.其他				
1-I-1	檢查機載天線使用廠牌是否符合			
1-I-2	檢查機載天線使用型號是否符合			
1-I-3	檢查降落傘是否確實安裝			
2.遙控設備與地面裝備檢查項目				
A.地面導控站				
2-A-1	檢查使用廠牌是否符合			
2-A-2	檢查使用型號是否符合			
2-A-3	檢查電源線束/接頭有無破損/鬆脫			

項次	檢查內容	S	U	備註
2-A-4	檢查各功能模組是否架設/安裝穩妥,各連接纜線是否正確連接			
2-A-5	檢查地面導控站主控電腦開機是否正常，作業系統顯示是否正常，鍵盤與滑鼠是否可操作			
2-A-6	檢查地面導控站各功能(系統控制、航儀、導航、酬載等)啟動是否正常，操作命令可下達及執行，並可被記錄及回放			
2-A-7	檢查地面導控站與命令/酬載操控面板(升降舵、油門、煞車、酬載操作指令等)是否作動無誤，操作命令可下達及執行，並可被記錄及回放			
2-A-8	檢查地面導控站是否可正常顯示機體油量或電量，並可被記錄及回放			
B.導控附屬設備				
2-B-1	檢查地面天線裝備使用廠牌是否符合			
2-B-2	檢查地面天線裝備使用型號是否符合			
C.其他地面裝備				
2-C-1	檢查起飛彈射裝置是否有裂紋/破損			
2-C-2	檢查起飛彈射裝置是否有腐蝕情形			
2-C-3	檢查回收網/回收繩是否有破損情形			
3.通訊及控制信號鏈路檢查項目				
A.資料鏈系統				
3-A-1	檢查主控(數傳)鏈路功能是否正常			
3-A-2	檢查起降/備份鏈路功能是否正常			
3-A-3	檢查影像/圖像傳輸鏈路功能是否正常			
3-A-4	檢查射頻識別功能及設備			待民航局公告規定之重量

項次	檢查內容	S	U	備註
3-A-5	檢查是否具備防止遙控無人機進入禁航區、限航區及航空站或飛行場四周之一定距離範圍之圖資軟體系統			

遙控無人直昇機實體檢驗查檢表	
申請人：	聯絡人：
地址：	
電話：　　傳真：	電子郵件：
遙控無人直昇機型式： Type/Model	序號 Serial No.
製造廠商名稱：	
型式檢驗合格證編號：	

備註：1.依送驗機原廠規格，執行量測與判定。

2.S=滿意、U=不滿意；不適用請於備註欄填入 N/A。

項次	檢查內容	S	U	備註
1.機體檢查項目				
A.機體結構				
1-A-1	檢查機體最大起飛重量是否符合			規格值： 實測值：
1-A-2	檢查機身總長度是否符合			規格值： 實測值：
1-A-3	檢查機身高度是否符合			規格值： 實測值：
1-A-4	檢查機身寬度是否符合			規格值： 實測值：
1-A-5	檢查機體外觀是否破損/脫層			
1-A-6	檢查機身是否有腐蝕情形			
1-A-7	檢查機體外觀(機殼、起落架)是否有損傷情形			
1-A-8	檢查註冊號碼是否標明於遙控無人機上顯著之處			
1-A-9	檢查註冊號碼是否以標籤、鐫刻、噴漆或其他能辨識之方式標明，且應確保每次飛航活動時不至脫落並保持清潔、明顯使能辨識			

項次	檢查內容	S	U	備註
1-A-10	檢查註冊號碼標漆位置是否為遙控無人機之固定結構外部			
1-A-11	檢查註冊號碼顏色是否與背景明顯反襯，且以肉眼即能檢視			
B.起落架系統(輪式起落架請填1-B-1至1-B-8，滑橇式起落架請填1-B-8至1-B-9)				
1-B-1	檢查鼻輪/主輪是否定位			
1-B-2	檢查鼻輪/主輪是否有裂紋及腐蝕情形			
1-B-3	檢查鼻輪/主輪胎壓是否符合規格			規格值： 實測值：
1-B-4	檢查鼻輪/主輪剎車盤是否有裂紋、磨損與變形			
1-B-5	檢查鼻輪/主輪剎車液壓油路是否漏油			
1-B-6	檢查鼻輪/主輪剎車系統作動是否正常			
1-B-7	檢查起落架收放是否正常			
1-B-8	檢查滑橇式起落架表面是否有破損或裂紋			
1-B-9	檢查滑橇式起落架是否有腐蝕情形			
C.機體內部固裝				
1-C-1	檢查隔框與加強樑是否有鉚釘裂損裂紋現象			
1-C-2	檢查空速氣壓管是否固妥、無異物、無水氣			
1-C-3	檢查所有內部線路是否有鬆動或與管線互相摩擦等安全性顧慮			
1-C-4	檢查電池是否已確實固裝於機體			
1-C-5	檢查前/後配重塊是否固妥			
1-C-6	檢查供/傳油泵接頭是否無鬆脫、油管接頭無滲漏			
1-C-7	檢查飛控電腦裝備是否已確實固裝於機體			
1-C-8	檢查資料鏈裝備是否已確實固裝於機體			
1-C-9	檢查導航設備是否已確實固裝於機體			

項次	檢查內容	S	U	備註
1-C-10	檢查磁羅盤裝備是否已確實固裝於機體			
1-C-11	檢查空速管與飛控電腦搭接處是否無彎折現象			
1-C-12	檢查機載天線是否已固裝於機體			
1-C-13	檢查酬載固定及釋放機構是否已固裝於機體			
1-C-14	檢查酬載固定及釋放機構功能是否正常			
D.飛控系統				
1-D-1	檢查飛控電腦使用廠牌是否符合			
1-D-2	檢查飛控電腦使用型號是否符合			
1-D-3	檢查伺服器(致動器)使用廠牌是否符合			
1-D-4	檢查伺服器(致動器)使用型號是否符合			
1-D-5	檢查電源控制模組接頭是否已確認搭接			
1-D-6	檢查姿態航向參考(AHRS)模組接頭是否已確認搭接			
1-D-7	檢查導航設備模組接頭是否已確認搭接			
1-D-8	檢查資料儲存模組接頭是否已確認搭接			
1-D-9	檢查磁羅盤模組接頭是否已確認搭接			
1-D-10	檢查伺服器(致動器)輸出控制模組接頭是否已確認搭接			
1-D-11	檢查連接資料鏈通訊模組接頭是否已確認搭接			
E.動力系統(燃油引擎請填1-E-1至1-E-10，電動馬達請填1-E-9至1-E-14)				
1-E-1	檢查燃油引擎使用廠牌是否符合			
1-E-2	檢查燃油引擎使用型號是否符合			
1-E-3	檢查燃油標示牌是否明確			

項次	檢查內容	S	U	備註
1-E-4	檢查燃油系統/電氣系統是否有腐蝕情形			
1-E-5	檢查交流/直流發電機傳動皮帶是否有龜裂現象			
1-E-6	檢查可撓曲的燃油與滑油軟管是否有裂紋或阻塞現象			
1-E-7	檢查引擎整流罩是否有裂紋			
1-E-8	檢查液壓油與燃油是否有洩漏			
1-E-9	檢查動力系統減震支柱與相關固定螺栓滑動標誌是否穩固			
1-E-10	檢查動力系統座減震膠墊外觀有無破損			
1-E-11	檢查電動馬達使用廠牌是否符合			
1-E-12	檢查電動馬達使用型號是否符合			
1-E-13	檢查電動馬達轉動是否正常			
1-E-14	檢查電動馬達及電子變速器的連接線路，有無破損/鬆動/銹蝕情形			
F.電力系統				
1-F-1	檢查電池使用廠牌是否符合			
1-F-2	檢查電池使用型號是否符合			
1-F-3	檢查電池電壓是否符合規格			規格值： 實測值：
1-F-4	檢查電池外觀及接頭是否銹蝕			
1-F-5	檢查所有搭地線路，有無接地			

項次	檢查內容	S	U	備註
1-F-6	檢查落地燈、位置燈、防撞燈、操作模式燈、警示燈等是否正常			
G.旋翼系統				
1-G-1	檢查主/尾旋翼使用廠牌是否符合			
1-G-2	檢查主/尾旋翼使用型號是否符合			
1-G-3	檢查主旋翼直徑是否符合規格			規格值： 實測值：
1-G-4	檢查主旋翼是否有破損、脫層或裂紋			
1-G-5	檢查主旋翼螺絲外觀無磨損，並確認已固裝妥當			
1-G-6	檢查尾旋翼直徑是否符合規格			規格值： 實測值：
1-G-7	檢查尾旋翼是否有破損、脫層或裂紋			
1-G-8	檢查尾旋翼螺絲外觀無磨損，並確認已固裝妥當			
H.資料鏈系統				
1-H-1	檢查機載資料鏈模組使用廠牌是否符合			
1-H-2	檢查機載資料鏈模組使用型號是否符合			
I.其他				
1-I-1	檢查機載天線使用廠牌是否符合			
1-I-2	檢查機載天線使用型號是否符合			
2.遙控設備與地面裝備檢查項目				
A.地面導控站				
2-A-1	檢查使用廠牌是否符合			

項次	檢查內容	S	U	備註
2-A-2	檢查使用型號是否符合			
2-A-3	檢查電源線束/接頭有無破損/鬆脫			
2-A-4	檢查各功能模組是否架設/安裝穩妥，各連接纜線是否正確連接			
2-A-5	檢查地面導控站主控電腦開機是否正常，作業系統顯示是否正常，鍵盤與滑鼠是否可操作			
2-A-6	檢查地面導控站各功能(系統控制、航儀、導航、酬載等)啟動是否正常，操作命令可下達及執行，並可被記錄及回放			
2-A-7	檢查地面導控站與命令/酬載操控面板(升降舵、油門、煞車、酬載操作指令等)是否作動無誤，操作命令可下達及執行，並可被記錄及回放			
2-A-8	檢查地面導控站是否可正常顯示機體油量或電量，並可被記錄及回放			
B.導控附屬設備				
2-B-1	檢查地面天線裝備使用廠牌是否符合			
2-B-2	檢查地面天線裝備使用型號是否符合			
C.其他地面裝備				
2-C-1	視需要新增			
3.通訊及控制信號鏈路檢查項目				
A.資料鏈系統				
3-A-1	檢查主控(數傳)鏈路功能是否正常			
3-A-2	檢查起降/備份鏈路功能是否正常			
3-A-3	檢查影像/圖像傳輸鏈路功能是否正常			
3-A-4	檢查射頻識別功能及設備			待民航局公告規定之重量

項次	檢查內容	S	U	備註
3-A-5	檢查是否具備防止遙控無人機進入禁航區、限航區及航空站或飛行場四周之一定距離範圍之圖資軟體系統			

遙控無人多旋翼機實體檢驗查檢表	
申請人：	聯絡人：
地址：	
電話：　　傳真：	電子郵件：
遙控無人多旋翼機型式： Type/Model	序號 Serial No.
製造廠商名稱：	
型式檢驗合格證編號：	

備註：1.依送驗機原廠規格，執行量測與判定。

2.S=滿意、U=不滿意；不適用請於備註欄填入 N/A。

項次	檢查內容	S	U	備註
1.機體檢查項目				
A.機體結構				
1-A-1	檢查機體最大起飛重量是否符合			規格值： 實測值：
1-A-2	檢查機身總長度是否符合			規格值： 實測值：
1-A-3	檢查機身高度是否符合			規格值： 實測值：
1-A-4	檢查對角馬達之軸心距離是否符合規格			規格值： 實測值：
1-A-5	檢查機體外觀是否破損/脫層/腐蝕			
1-A-6	檢查註冊號碼是否標明於遙控無人機上顯著之處			
1-A-7	檢查註冊號碼是否以標籤、鐫刻、噴漆或其他能辨識之方式標明，且應確保每次飛航活動時不至脫落並保持清潔、明顯使能辨識			
1-A-8	檢查註冊號碼標漆位置是否為遙控無人機之固定結構外部			
1-A-9	檢查註冊號碼顏色是否與背景明顯反襯，且以肉眼即能檢視			

項次	檢查內容	S	U	備註
B.起落架系統				
1-B-1	檢查支撐腳架是否安裝緊固			
1-B-2	檢查支撐腳架表面是否有裂紋			
1-B-3	檢查支撐腳架表面是否有腐蝕			
C.機體內部固裝				
1-C-1	檢查隔框與加強樑是否有鉚釘裂損裂紋現象			
1-C-2	檢查前/後配重塊是否固妥			
1-C-3	檢查所有內部線路是否有鬆動或與管線互相摩擦等安全性顧慮			
1-C-4	檢查傳/供油泵接頭是否無鬆脫、油管接頭無滲漏			
1-C-5	檢查飛控電腦裝備是否已確實固裝於機體			
1-C-6	檢查資料鏈裝備是否已確實固裝於機體			
1-C-7	檢查導航設備是否已確實固裝於機體			
1-C-8	檢查磁羅盤裝備是否已確實固裝於機體			
1-C-9	檢查機載天線是否已固裝於機體			
1-C-10	檢查酬載固定及釋放機構是否已固裝於機體			
1-C-11	檢查酬載固定及釋放機構功能是否正常			
D.飛控系統				
1-D-1	檢查飛控電腦使用廠牌是否符合			
1-D-2	檢查飛控電腦使用型號是否符合			
1-D-3	檢查伺服器(致動器)使用廠牌是否符合			
1-D-4	檢查伺服器(致動器)使用型號是否符合			

項次	檢查內容	S	U	備註
1-D-5	檢查電源控制模組接頭是否已確認搭接			
1-D-6	檢查姿態航向參考(AHRS)模組接頭是否已確認搭接			
1-D-7	檢查導航設備模組接頭是否已確認搭接			
1-D-8	檢查資料儲存模組接頭是否已確認搭接			
1-D-9	檢查磁羅盤模組接頭是否已確認搭接			
1-D-10	檢查伺服器(致動器)輸出控制模組接頭是否已確認搭接			
1-D-11	檢查連接資料鏈通訊模組接頭是否已確認搭接			
E.動力系統(燃油引擎請填 1-E-1 至 1-E-10，電動馬達請填 1-E-9 至 1-E-14)				
1-E-1	檢查燃油引擎使用廠牌是否符合			
1-E-2	檢查燃油引擎使用型號是否符合			
1-E-3	檢查燃油標示牌是否明確			
1-E-4	檢查燃油系統/電氣系統是否有腐蝕情形			
1-E-5	檢查交流/直流發電機傳動皮帶是否有龜裂現象			
1-E-6	檢查可撓曲的燃油與滑油軟管是否有裂紋或阻塞現象			
1-E-7	檢查引擎整流罩是否有裂紋			
1-E-8	檢查液壓油與燃油是否有洩漏			
1-E-9	檢查動力系統減震支柱與相關固定螺栓滑動標誌是否穩固			
1-E-10	檢查動力系統座減震膠墊外觀有無破損			
1-E-11	檢查電動馬達使用廠牌是否符合			

項次	檢查內容	S	U	備註
1-E-12	檢查電動馬達使用型號是否符合			
1-E-13	檢查電動馬達轉動是否正常			
1-E-14	檢查電動馬達及電子變速器的連接線路，有無破損/鬆動/銹蝕情形			
F.電力系統				
1-F-1	檢查電池使用廠牌是否符合			
1-F-2	檢查電池使用型號是否符合			
1-F-3	檢查電池電壓是否符合規格			規格值： 實測值：
1-F-4	檢查電池外觀及接頭是否銹蝕			
1-F-5	檢查所有搭地線路，有無接地			
1-F-6	檢查落地燈、位置燈、防撞燈、操作模式燈、警示燈等是否正常			
G.旋翼系統				
1-G-1	檢查旋翼使用廠牌是否符合			
1-G-2	檢查旋翼使用型號是否符合			
1-G-3	檢查旋翼外觀有無破損/脫層			
1-G-4	檢查旋翼直徑是否符合規格			規格值： 實測值：
1-G-5	檢查旋翼數量是否符合規格			規格值： 實測值：
H.資料鏈系統				
1-H-1	檢查機載資料鏈模組使用廠牌是否符合			

項次	檢查內容	S	U	備註
1-H-2	檢查機載資料鏈模組使用型號是否符合			
I.其他				
1-I-1	檢查機載天線使用廠牌是否符合			
1-I-2	檢查機載天線使用型號是否符合			
1-I-3	檢查降落傘是否確實安裝			
2.遙控設備與地面裝備檢查項目				
A.地面導控站				
2-A-1	檢查使用廠牌是否符合			
2-A-2	檢查使用型號是否符合			
2-A-3	檢查電源線束/接頭有無破損/鬆脫			
2-A-4	檢查各功能模組是否架設/安裝穩妥，各連接纜線是否正確連接			
2-A-5	檢查地面導控站主控電腦開機是否正常，作業系統顯示是否正常，鍵盤與滑鼠是否可操作			
2-A-6	檢查地面導控站各功能(系統控制、航儀、導航、酬載等)啟動是否正常，操作命令可下達及執行，並可被記錄及回放			
2-A-7	檢查地面導控站與命令/酬載操控面板(升降舵、油門、煞車、酬載操作指令等)是否作動無誤，操作命令可下達及執行，並可被記錄及回放			
2-A-8	檢查地面導控站是否可正常顯示機體油量或電量，並可被記錄及回放			
B.導控附屬設備				
2-B-1	檢查地面天線裝備使用廠牌是否符合			
2-B-2	檢查地面天線裝備使用型號是否符合			

項次	檢查內容	S	U	備註
C.其他地面裝備				
2-C-1	視需要新增			
3.通訊及控制信號鏈路檢查項目				
A.資料鏈系統				
3-A-1	檢查主控(數傳)鏈路功能是否正常			
3-A-2	檢查起降/備份鏈路功能是否正常			
3-A-3	檢查影像/圖像傳輸鏈路功能是否正常			
3-A-4	檢查射頻識別功能及設備			待民航局公告規定之重量
3-A-5	檢查是否具備防止遙控無人機進入禁航區、限航區及航空站或飛行場四周之一定距離範圍之圖資軟體系統			

附件十一 遙控無人機實體檢驗合格證

中華民國交通部民用航空局
遙控無人機實體檢驗合格證

編號
NO. _____

CIVIL AERONAUTICS ADMINISTRATION
Ministry of Transportation and Communications
Republic of China

INSPECTION CERTIFICATE OF DRONE

註冊號碼 Registration NO.	遙控無人機之製造廠名稱及型式 Manufacturer and Manufacturers' Designation	遙控無人機序號 Serial Number
構造 Categories	最大起飛重量 MTOW	
上開航空器依據中華民國民用航空法之規定發給本遙控無人機實體檢驗合格證。 This Inspection Certificate of Drone is issued Pursuant to the Civil Aviation Act and related regulations of the Republic of China. 限制及備註事項 Limitations/Remark：		
發證日期 Date of Issue		局長 Director General
本證有效期至 Valid Until 止		

附件十二 特種實體檢驗查檢表

遙控無人飛機特種實體檢驗查檢表

1、機體檢驗項目

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
A.機體結構												
1-A-1	確認遙控無人機之關鍵零組件(機翼、機身、起落架、引擎)等皆符合規格											
1-A-2	確認遙控無人機機體結構採用之材料符合規格											
1-A-3	確認遙控無人機採用之五金扣件符合規格											
1-A-4	確認遙控無人機的重心(空重及最大起飛重量)均符合規格											
1-A-5	確認遙控無人機所有扣件在飛行及其環境範圍內，保持鎖固與安全											
1-A-6	確認遙控無人機於起飛前所有可以迅速開啟的進手門、蓋板、艙口等都已被鎖固											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-A-7	確認在限制負載下操作，機體結構不會產生永久變形											
1-A-8	確認機體空重符合規格											
1-A-9	確認機體最大起飛重量符合規格											
1-A-10	確認機身總長度符合規格											
1-A-11	確認翼展總長度符合規格											
1-A-12	確認機身高度(翼面離地高度)符合規格											
1-A-13	確認機身/蒙皮無腐蝕/脫層缺陷											
1-A-14	確認註冊號碼標明於遙控無人機上顯著之處											
1-A-15	確認註冊號碼以標籤、鐫刻、噴漆或其他能辨識之方式標明，且應確認每次飛航活動時不至脫落並保持清潔、明顯使能辨識											
1-A-16	確認註冊號碼標漆位置為遙控無人機之固定結構外部											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-A-17	確認註冊號碼顏色與背景明顯反襯，且以肉眼即能檢視											
B.起落架系統												
1-B-1	確認鼻輪/主輪定位符合規格											
1-B-2	確認鼻輪/主輪無裂紋及腐蝕情形											
1-B-3	確認鼻輪/主輪胎壓符合規格											
1-B-4	確認鼻輪/主輪剎車盤無裂紋、磨損與變形											
1-B-5	確認鼻輪/主輪剎車液壓油路無漏油											
1-B-6	確認鼻輪/主輪剎車系統作動正常											
1-B-7	確認起落架收放正常											
C.機體內部固裝												

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-C-1	確認隔框與加強樑無鉚釘裂損/裂紋現象											
1-C-2	確認空速氣壓管固妥、無異物、無水氣											
1-C-3	確認所有內部線路無鬆動或與管線互相摩擦等安全性顧慮											
1-C-4	確認電池已確實固裝於機體											
1-C-5	確認前/後配重塊固妥											
1-C-6	確認供/傳油泵接頭無鬆脫、油管接頭無滲漏											
1-C-7	確認飛控電腦裝備已確實固裝於機體											
1-C-8	確認資料鏈裝備已確實固裝於機體											
1-C-9	確認全球定位系統(GPS)裝備已確實固裝於機體											
1-C-10	確認磁羅盤裝備已確實固裝於機體											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-C-11	確認空速管與飛控電腦搭接處無彎折現象											
1-C-12	確認機載天線已固裝於機體											
1-C-13	確認酬載固定及釋放機構已固裝於機體											
1-C-14	確認酬載固定及釋放機構功能正常											
D.飛控系統												
1-D-1	確認飛控電腦使用廠牌符合規格											
1-D-2	確認飛控電腦使用型號符合規格											
1-D-3	確認伺服器(致動器)使用廠牌符合規格											
1-D-4	確認伺服器(致動器)使用型號符合規格											
1-D-5	確認電源控制模組接頭已搭接											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-D-6	確認姿態航向參考(AHRS)模組接頭已搭接											
1-D-7	確認全球定位系統(GPS)模組接頭已搭接											
1-D-8	確認資料儲存模組接頭已搭接											
1-D-9	確認磁羅盤模組接頭已搭接											
1-D-10	確認伺服器(致動器)輸出控制模組接頭已搭接											
1-D-11	確認連接資料鏈通訊模組接頭已搭接											
E.動力系統												
1-E-1	確認遙控無人機在整個飛行包絡線中，動力系統均可正常操作											
1-E-2	確認遙控無人機在飛行中或地面上，具有立即切斷點火電源或中斷供應燃油的設計											
1-E-3	確認發動機/引擎/螺旋槳的支撐，應經過驗證並符合規格的扭力值和安全性											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-E-4	確認燃油引擎使用廠牌符合規格											
1-E-5	確認燃油引擎使用型號符合規格											
1-E-6	確認燃油系統線路無摩擦破損/洩漏等異常狀況											
1-E-7	確認燃油標示牌明確											
1-E-8	確認燃油系統/電氣系統無腐蝕情形											
1-E-9	確認滑油與油濾符合規格											
1-E-10	確認交流/直流發電機傳動皮帶無龜裂現象											
1-E-11	確認可撓曲的燃油與滑油軟管無裂紋或阻塞現象											
1-E-12	確認排氣管及排氣管周圍的安全性，符合規格											
1-E-13	確認引擎整流罩無裂紋											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-E-14	確認液壓油與燃油無洩漏											
1-E-15	確認油壓/油溫之限制標示明確											
1-E-16	確認動力系統減震支柱與相關固定螺栓滑動標誌，符合規格											
1-E-17	確認動力系統座減震膠墊外觀無破損											
1-E-18	確認電動馬達使用廠牌符合規格											
1-E-19	確認電動馬達使用型號符合規格											
1-E-20	確認電動馬達轉動正常											
1-E-21	確認電動馬達及電子變速器的連接線路，無破損/鬆動/銹蝕情形											
F.電力系統												
1-F-1	確認電器接頭與電器連接處之振動滿足規格											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-F-2	遙控無人機若有夜航需求，確認其具備防撞燈並滿足規格											
1-F-3	確認電力系統之每顆電池均標示批號和供應商名稱，以幫助進行故障分析及異常追溯											
1-F-4	確認電池使用廠牌符合規格											
1-F-5	確認電池使用型號符合規格											
1-F-6	確認電池電壓符合規格值											
1-F-7	確認電池外觀及接頭無銹蝕現象											
1-F-8	確認所有搭地線路接地狀況符合規格											
1-F-9	確認落地燈、位置燈、防撞燈、操作模式燈、警示燈等運作正常											
G.螺旋槳系統												
1-G-1	確認螺旋槳為非金屬材質											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-G-2	確認螺旋槳使用廠牌符合規格											
1-G-3	確認螺旋槳使用型號符合規格											
1-G-4	確認螺旋槳無脫層現象(木製/複合材料製的槳葉)											
1-G-5	確認螺旋槳螺栓的扭力/保險，符合規格											
1-G-6	確認螺旋槳的靜態和動態平衡要求，符合規格											
1-G-7	確認螺旋槳外觀無破損或脫層											
1-G-8	確認槳葉直徑符合規格											
1-G-9	確認槳葉數量符合規格											
H.資料鏈系統												
1-H-1	確認機載資料鏈模組使用廠牌符合規格											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-H-2	確認機載資料鏈模組使用型號符合規格											
I.其他												
1-I-1	確認機載天線使用廠牌符合規格											
1-I-2	確認機載天線使用型號符合規格											
1-I-3	確認降落傘已確實安裝											
1-I-4	確認遙控無人機於飛行包絡線內均能安全且正常的操作											
1-I-5	確認遙控無人機於起飛、爬升、滑行、降落等階段均滿足性能規格											
1-I-6	確認遙控無人機的酬載安裝不會影響無人機的重心、飛行安全與性能表現											
1-I-7	確認遙控無人機系統於任何偏離安全航線時，具有自動歸航的功能											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-I-8	對於擁有超過一個動力裝置的遙控無人機，須確保當一個動力裝置發生故障，而其餘動力裝置無法維持飛行時，該飛行器仍能保持可控或能預設至安全自動恢復程序											
1-I-9	對於單一動力裝置之遙控無人機，須確保當動力系統發生故障時，降落的飛行路徑可以從導控站進行控制或能預設至安全自動恢復程序											
1-I-10	製造商應確保並記錄飛行手冊中，適當的操作限制和系統安全操作所需的任何資訊。包括風速限制、導控站的功能和系統的命令及控制鏈路功能											

2、遙控設備與地面裝備檢驗項目

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
A.地面導控站												
2-A-1	確認 GCS 發射機的最大範圍值符合規格											
2-A-2	確認 GCS 接收機的最大範圍值符合規格											
2-A-3	確認導控站針對動力系統控制及數據顯示的設計與製造，能在所有操作環境中，均能安全地控制動力系統											
2-A-4	確認使用廠牌符合規格											
2-A-5	確認使用型號符合規格											
2-A-6	確認電源線束/接頭無破損/無鬆脫											
2-A-7	確認各功能模組確實架設/安裝穩妥，各連接纜線正確連接											
2-A-8	確認地面導控站主控電腦開機正常，作業系統顯示正常，鍵盤與滑鼠可操作											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
2-A-9	確認地面導控站各功能(系統控制、航儀、導航、酬載等)啟動正常，操作命令可下達及執行，並可被記錄及回放											
2-A-10	確認地面導控站與命令/酬載操控面板(升降舵、油門、煞車、酬載操作指令等)之作動無誤，操作命令可下達及執行，並可被記錄及回放											
2-A-11	確認地面導控站可正常顯示機體油量或電量，並可被記錄及回放											
B.導控附屬設備												
2-B-1	確認地面天線裝備使用廠牌符合規格											
2-B-2	確認地面天線裝備使用型號符合規格											
C.其他地面裝備												
2-C-1	確認起飛彈射裝置無裂紋/破損情形											
2-C-2	確認起飛彈射裝置無腐蝕情形											
2-C-3	確認回收網/回收繩無破損情形											

3、通訊及控制信號鏈路檢驗項目

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
A.資料鏈系統												
3-A-1	確認資料鏈系統傳輸與接收均能夠符合我國交通部民航局(CAA)的要求											
3-A-2	確認控制信號鏈路符合製造商制定的規格											
3-A-3	確認控制信號鏈路能防止遭未經授權的地面導控站(GCS)配對或控制											
3-A-4	確認遙控無人機配備之控制信號鏈路同時作動時，不會互相影響或產生電磁干擾現象											
3-A-5	確認遙控無人機能夠於指定的受控區域內正常飛行											
3-A-6	確認控制信號鏈路斷線不應導致遙控無人機系統失效											
3-A-7	確認遙控無人機發射機的最大範圍值符合規格											
3-A-8	確認遙控無人機接收機的最大範圍值符合規格											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3-A-9	確認主控鏈路頻率符合規格											
3-A-10	確認主控鏈路功率符合規格											
3-A-11	確認起降/備用鏈路頻率符合規格											
3-A-12	確認起降/備用鏈路功率符合規格											
3-A-13	確認影像/圖像傳輸鏈路頻率符合規格											
3-A-14	確認影像/圖像傳輸鏈路功率符合規格											
3-A-15	確認具有射頻識別功能											
3-A-16	確認具備防止遙控無人機進入禁航區、限航區及航空站或飛行場四周之一定距離範圍之圖資軟體系統											

遙控無人直昇機特種實體檢驗查檢表

1、機體檢驗項目

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
A.機體結構												
1-A-1	確認遙控無人機之關鍵零組件(主旋翼、機身、起落架/主支架、引擎)等皆符合規格											
1-A-2	確認遙控無人機機體結構採用之材料符合規格											
1-A-3	確認遙控無人機採用之五金扣件符合規格											
1-A-4	確認遙控無人機的重心(空重及最大起飛重量)均符合規格											
1-A-5	確認遙控無人機所有扣件在飛行及其環境範圍內，保持鎖固與安全											
1-A-6	確認遙控無人機於起飛前所有可以迅速開啟的進手門、蓋板、艙口等都已被鎖固											
1-A-7	確認在限制負載下操作，機體結構不會產生永久變形											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-A-8	確認機體空重符合規格											
1-A-9	確認機體最大起飛重量符合規格											
1-A-10	確認機身總長度符合規格											
1-A-11	確認機身高度符合規格											
1-A-12	確認機身寬度符合規格											
1-A-13	確認機身/蒙皮無腐蝕/脫層缺陷											
1-A-14	確認註冊號碼標明於遙控無人機上顯著之處											
1-A-15	確認註冊號碼以標籤、鐫刻、噴漆或其他能辨識之方式標明，且應確認每次飛航活動時不至脫落並保持清潔、明顯使能辨識											
1-A-16	確認註冊號碼標漆位置為遙控無人機之固定結構外部											
1-A-17	確認註冊號碼顏色與背景明顯反襯，且以肉眼即能檢視											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
B.起落架系統												
1-B-1	確認鼻輪/主輪定位符合規格											
1-B-2	確認鼻輪/主輪無裂紋及腐蝕情形											
1-B-3	確認鼻輪/主輪胎壓符合規格											
1-B-4	確認鼻輪/主輪剎車盤無裂紋、磨損與變形											
1-B-5	確認鼻輪/主輪剎車液壓油路無漏油											
1-B-6	確認鼻輪/主輪剎車系統作動正常											
1-B-7	確認起落架收放正常											
1-B-8	確認主支架表面無破損或裂紋											
1-B-9	確認主支架無腐蝕情形											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
C.機體內部固裝												
1-C-1	確認隔框與加強樑無鉚釘裂損/裂紋現象											
1-C-2	確認空速氣壓管固妥、無異物、無水氣											
1-C-3	確認所有內部線路無鬆動或與管線互相摩擦等安全性顧慮											
1-C-4	確認電池已確實固裝於機體											
1-C-5	確認前/後配重塊固妥											
1-C-6	確認供/傳油泵接頭無鬆脫、油管接頭無滲漏											
1-C-7	確認飛控電腦裝備已確實固裝於機體											
1-C-8	確認資料鏈裝備已確實固裝於機體											
1-C-9	確認全球定位系統(GPS)裝備已確實固裝於機體											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-C-10	確認磁羅盤裝備已確實固裝於機體											
1-C-11	確認空速管與飛控電腦搭接處無彎折現象											
1-C-12	確認機載天線已固裝於機體											
1-C-13	確認酬載固定及釋放機構已固裝於機體											
1-C-14	確認酬載固定及釋放機構功能正常											
D.飛控系統												
1-D-1	確認飛控電腦使用廠牌符合規格											
1-D-2	確認飛控電腦使用型號符合規格											
1-D-3	確認伺服器(致動器)使用廠牌符合規格											
1-D-4	確認伺服器(致動器)使用型號符合規格											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-D-5	確認電源控制模組接頭已搭接											
1-D-6	確認姿態航向參考(AHRS)模組接頭已搭接											
1-D-7	確認全球定位系統(GPS)模組接頭已搭接											
1-D-8	確認資料儲存模組接頭已搭接											
1-D-9	確認磁羅盤模組接頭已搭接											
1-D-10	確認伺服器(致動器)輸出控制模組接頭已搭接											
1-D-11	確認連接資料鏈通訊模組接頭已搭接											
E.動力系統												
1-E-1	確認遙控無人機在整個飛行包絡線中，動力系統均可正常操作											
1-E-2	確認遙控無人機在飛行中或地面上，具有立即切斷點火電源或中斷供應燃油的設計											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
1-E-3	確認發動機/引擎/螺旋槳的支撐，應經過驗證並符合規格的扭力值和安全性											
1-E-4	確認燃油引擎使用廠牌符合規格											
1-E-5	確認燃油引擎使用型號符合規格											
1-E-6	確認燃油系統線路無摩擦破損/洩漏等異常狀況											
1-E-7	確認燃油標示牌明確											
1-E-8	確認燃油系統/電氣系統無腐蝕情形											
1-E-9	確認滑油與油濾符合規格											
1-E-10	確認交流/直流發電機傳動皮帶無龜裂現象											
1-E-11	確認可撓曲的燃油與滑油軟管無裂紋或阻塞現象											
1-E-12	確認排氣管及排氣管周圍的安全性，符合規格											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
1-E-13	確認引擎整流罩無裂紋											
1-E-14	確認液壓油與燃油無洩漏											
1-E-15	確認油壓/油溫之限制標示明確											
1-E-16	確認動力系統減震支柱與相關固定螺栓滑動標誌，符合規格											
1-E-17	確認動力系統座減震膠墊外觀無破損											
1-E-18	確認電動馬達使用廠牌符合規格											
1-E-19	確認電動馬達使用型號符合規格											
1-E-20	確認電動馬達轉動正常											
1-E-21	確認電動馬達及電子變速器的連接線路，無破損/鬆動/銹蝕情形											
F.電力系統												

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-F-1	確認電器接頭與電器連接處之振動滿足規格											
1-F-2	遙控無人機若有夜航需求，確認其具備防撞燈並滿足規格											
1-F-3	確認電力系統之每顆電池均標示批號和供應商名稱，以幫助進行故障分析及異常追溯											
1-F-4	確認電池使用廠牌符合規格											
1-F-5	確認電池使用型號符合規格											
1-F-6	確認電池電壓符合規格值											
1-F-7	確認電池外觀及接頭無銹蝕現象											
1-F-8	確認所有搭地線路接地狀況符合規格											
1-F-9	確認落地燈、位置燈、防撞燈、操作模式燈、警示燈等運作正常											
G.旋翼系統												

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-G-1	確認主/尾旋翼使用廠牌符合規格											
1-G-2	確認主/尾旋翼使用型號符合規格											
1-G-3	確認主旋翼直徑符合規格											
1-G-4	確認主旋翼無破損、脫層或裂紋											
1-G-5	確認主旋翼頭螺絲外觀無磨損，並確認已固裝妥當											
1-G-6	確認主旋翼螺絲外觀無磨損，並確認已固裝妥當											
1-G-7	確認尾旋翼直徑符合規格											
1-G-8	確認尾旋翼無破損、脫層或裂紋											
1-G-9	確認尾旋翼頭螺絲外觀無磨損，並確認已固裝妥當											
1-G-10	確認尾旋翼螺絲外觀無磨損，並確認已固裝妥當											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
H.資料鏈系統												
1-H-1	確認機載資料鏈模組使用廠牌符合規格											
1-H-2	確認機載資料鏈模組使用型號符合規格											
I.其他												
1-I-1	確認機載天線使用廠牌符合規格											
1-I-2	確認機載天線使用型號符合規格											
1-I-3	確認遙控無人機於飛行包絡線內均能安全且正常的操作											
1-I-4	確認遙控無人機於起飛、爬升、滑行、降落等階段均滿足性能規格											
1-I-5	確認遙控無人機的酬載安裝不會影響無人機的重心、飛行安全與性能表現											
1-I-6	確認遙控無人機系統於任何偏離安全航線時，具有自動歸航的功能											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-I-7	對於擁有超過一個動力裝置的遙控無人機，須確保當一個動力裝置發生故障，而其餘動力裝置無法維持飛行時，該飛行器仍能保持可控或能預設至安全自動恢復程序											
1-I-8	對於單一動力裝置之遙控無人機，須確保當動力系統發生故障時，降落的飛行路徑可以從導控站進行控制或能預設至安全自動恢復程序											
1-I-9	製造商應確保並記錄飛行手冊中，適當的操作限制和系統安全操作所需的任何資訊。包括風速限制、導控站的功能和系統的命令及控制鏈路功能											

2、遙控設備與地面裝備檢驗項目

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
A.地面導控站												
2-A-1	確認 GCS 發射機的最大範圍值符合規格											
2-A-2	確認 GCS 接收機的最大範圍值符合規格											
2-A-3	確認導控站針對動力系統控制及數據顯示的設計與製造，能在所有操作環境中，均能安全地控制動力系統											
2-A-4	確認使用廠牌符合規格											
2-A-5	確認使用型號符合規格											
2-A-6	確認使用型別符合規格											
2-A-7	確認電源線束/接頭無破損/無鬆脫											
2-A-8	確認各功能模組確實架設/安裝穩妥，各連接纜線正確連接											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
2-A-9	確認地面導控站主控電腦開機正常，作業系統顯示正常，鍵盤與滑鼠可操作											
2-A-10	確認地面導控站各功能(系統控制、航儀、導航、酬載等)啟動正常，操作命令可下達及執行，並可被記錄及回放											
2-A-11	確認地面導控站與命令/酬載操控面板(升降舵、油門、煞車、酬載操作指令等)之作動無誤，操作命令可下達及執行，並可被記錄及回放											
2-A-12	確認地面導控站可正常顯示機體油量或電量，並可被記錄及回放											
B.導控附屬設備												
2-B-1	確認地面天線裝備使用廠牌符合規格											
2-B-2	確認地面天線裝備使用型號符合規格											
C.其他地面裝備												
2-C-1	視需要新增											

3、通訊及控制信號鏈路檢驗項目

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
A.資料鏈系統												
3-A-1	確認資料鏈系統傳輸與接收均能夠符合我國交通部民航局(CAA)的要求											
3-A-2	確認控制信號鏈路符合製造商制定的規格											
3-A-3	確認控制信號鏈路能防止遭未經授權的地面導控站(GCS)配對或控制											
3-A-4	確認遙控無人機配備之控制信號鏈路同時作動時，不會互相影響或產生電磁干擾現象											
3-A-5	確認遙控無人機能夠於指定的受控區域內正常飛行											
3-A-6	確認控制信號鏈路斷線不應導致遙控無人機系統失效											
3-A-7	確認遙控無人機發射機的最大範圍值符合規格											
3-A-8	確認遙控無人機接收機的最大範圍值符合規格											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3-A-9	確認主控鏈路頻率符合規格											
3-A-10	確認主控鏈路功率符合規格											
3-A-11	確認起降/備用鏈路頻率符合規格											
3-A-12	確認起降/備用鏈路功率符合規格											
3-A-13	確認影像/圖像傳輸鏈路頻率符合規格											
3-A-14	確認影像/圖像傳輸鏈路功率符合規格											
3-A-15	確認具有射頻識別功能											
3-A-16	確認具備防止遙控無人機進入禁航區、限航區及航空站或飛行場四周之一定距離範圍之圖資軟體系統											

遙控無人多旋翼機特種實體檢驗查檢表

1、機體檢驗項目

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
A.機體結構												
1-A-1	確認遙控無人機之關鍵零組件(旋翼、機身、支撐腳架、引擎)等皆符合規格											
1-A-2	確認遙控無人機機體結構採用之材料符合規格											
1-A-3	確認遙控無人機採用之五金扣件符合規格											
1-A-4	確認遙控無人機的重心(空重及最大起飛重量)均符合規格											
1-A-5	確認遙控無人機所有扣件在飛行及其環境範圍內，保持鎖固與安全											
1-A-6	確認遙控無人機於起飛前所有可以迅速開啟的進手門、蓋板、艙口等都已被鎖固											
1-A-7	確認在限制負載下操作，機體結構不會產生永久變形											
1-A-8	確認機體空重符合規格											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-A-9	確認機體最大起飛重量符合規格											
1-A-10	確認機身總長度符合規格											
1-A-11	確認機身高度符合規格											
1-A-12	確認機身/蒙皮無腐蝕/脫層缺陷											
1-A-13	檢查對角馬達之軸心距離是否符合規格											
1-A-14	確認註冊號碼標明於遙控無人機上顯著之處											
1-A-15	確認註冊號碼以標籤、鐫刻、噴漆或其他能辨識之方式標明，且應確認每次飛航活動時不至脫落並保持清潔、明顯使能辨識											
1-A-16	確認註冊號碼標漆位置為遙控無人機之固定結構外部											
1-A-17	確認註冊號碼顏色與背景明顯反襯，且以肉眼即能檢視											
B.起落架系統												

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-B-1	確認支撐腳架安裝緊固											
1-B-2	確認支撐腳架表面無裂紋											
1-B-3	確認支撐腳架表面無腐蝕											
C.機體內部固裝												
1-C-1	確認隔框與加強樑無鉚釘裂損/裂紋現象											
1-C-2	確認所有內部線路無鬆動或與管線互相摩擦等安全性顧慮											
1-C-3	確認前/後配重塊固妥											
1-C-4	確認供/傳油泵接頭無鬆脫、油管接頭無滲漏											
1-C-5	確認飛控電腦裝備已確實固裝於機體											
1-C-6	確認資料鏈裝備已確實固裝於機體											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-C-7	確認全球定位系統(GPS)裝備已確實固裝於機體											
1-C-8	確認磁羅盤裝備已確實固裝於機體											
1-C-9	確認機載天線已固裝於機體											
1-C-10	確認酬載固定及釋放機構已固裝於機體											
1-C-11	確認酬載固定及釋放機構功能正常											
D.飛控系統												
1-D-1	確認飛控電腦使用廠牌符合規格											
1-D-2	確認飛控電腦使用型號符合規格											
1-D-3	確認伺服器(致動器)使用廠牌符合規格											
1-D-4	確認伺服器(致動器)使用型號符合規格											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-D-5	確認電源控制模組接頭已搭接											
1-D-6	確認姿態航向參考(AHRS)模組接頭已搭接											
1-D-7	確認全球定位系統(GPS)模組接頭已搭接											
1-D-8	確認資料儲存模組接頭已搭接											
1-D-9	確認磁羅盤模組接頭已搭接											
1-D-10	確認伺服器(致動器)輸出控制模組接頭已搭接											
1-D-11	確認連接資料鏈通訊模組接頭已搭接											
E.動力系統												
1-E-1	確認遙控無人機在整個飛行包絡線中，動力系統均可正常操作											
1-E-2	確認遙控無人機在飛行中或地面上，具有立即切斷點火電源或中斷供應燃油的設計											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-E-3	確認發動機/引擎/螺旋槳的支撐，應經過驗證並符合規格的扭力值和安全性											
1-E-4	確認燃油引擎使用廠牌符合規格											
1-E-5	確認燃油引擎使用型號符合規格											
1-E-6	確認燃油系統線路無摩擦破損/洩漏等異常狀況											
1-E-7	確認燃油標示牌明確											
1-E-8	確認燃油系統/電氣系統無腐蝕情形											
1-E-9	確認滑油與油濾符合規格											
1-E-10	確認交流/直流發電機傳動皮帶無龜裂現象											
1-E-11	確認可撓曲的燃油與滑油軟管無裂紋或阻塞現象											
1-E-12	確認排氣管及排氣管周圍的安全性，符合規格											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-E-13	確認引擎整流罩無裂紋											
1-E-14	確認液壓油與燃油無洩漏											
1-E-15	確認油壓/油溫之限制標示明確											
1-E-16	確認動力系統減震支柱與相關固定螺栓滑動標誌，符合規格											
1-E-17	確認動力系統座減震膠墊外觀無破損											
1-E-18	確認電動馬達使用廠牌符合規格											
1-E-19	確認電動馬達使用型號符合規格											
1-E-20	確認電動馬達轉動正常											
1-E-21	確認電動馬達及電子變速器的連接線路，無破損/鬆動/銹蝕情形											
F.電力系統												

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-F-1	確認電器接頭與電器連接處之振動滿足規格											
1-F-2	遙控無人機若有夜航需求，確認其具備防撞燈並滿足規格											
1-F-3	確認電力系統之每顆電池均標示批號和供應商名稱，以幫助進行故障分析及異常追溯											
1-F-4	確認電池使用廠牌符合規格											
1-F-5	確認電池使用型號符合規格											
1-F-6	確認電池電壓符合規格值											
1-F-7	確認電池外觀及接頭無銹蝕現象											
1-F-8	確認所有搭地線路接地狀況符合規格											
1-F-9	確認落地燈、位置燈、防撞燈、操作模式燈、警示燈等運作正常											
G.旋翼系統												

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-G-1	確認旋翼使用廠牌符合規格											
1-G-2	確認旋翼使用型號符合規格											
1-G-3	確認旋翼外觀無損傷或破裂											
1-G-4	確認旋翼無脫層現象(木製/複合材料製的槳葉)											
1-G-5	確認旋翼直徑符合規格											
1-G-6	檢查旋翼數量是否符合規格											
H.資料鏈系統												
1-H-1	確認機載資料鏈模組使用廠牌符合規格											
1-H-2	確認機載資料鏈模組使用型號符合規格											
I.其他												

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
1-I-1	確認機載天線使用廠牌符合規格											
1-I-2	確認機載天線使用型號符合規格											
1-I-3	檢查降落傘是否確實安裝											
1-I-4	確認遙控無人機於飛行包絡線內均能安全且正常的操作											
1-I-5	確認遙控無人機於起飛、爬升、滑行、降落等階段均滿足性能規格											
1-I-6	確認遙控無人機的酬載安裝不會影響無人機的重心、飛行安全與性能表現											
1-I-7	確認遙控無人機系統於任何偏離安全航線時，具有自動歸航的功能											
1-I-8	對於擁有超過一個動力裝置的遙控無人機，須確保當一個動力裝置發生故障，而其餘動力裝置無法維持飛行時，該飛行器仍能保持可控或能預設至安全自動恢復程序											
1-I-9	對於單一動力裝置之遙控無人機，須確保當動力系統發生故障時，降落的飛行路徑可以從導控站進行控制或能預設至安全自動恢復程序											
1-I-10	製造商應確保並記錄飛行手冊中，適當的操作限制和系統安全操作所需的任何資訊。包括風速限制、導控站的功能和系統的命令及控制鏈路功能											

2、遙控設備與地面裝備檢驗項目

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用 A / 不適用 NA	設計審查 DR	分析 A	資料文件 D	檢驗 I	元件測試 CT	模擬 S	地面測試 GT	飛行測試 FT	異常分析 FA	
A.地面導控站												
2-A-1	確認 GCS 發射機的最大範圍值符合規格											
2-A-2	確認 GCS 接收機的最大範圍值符合規格											
2-A-3	確認導控站針對動力系統控制及數據顯示的設計與製造，能在所有操作環境中，均能安全地控制動力系統											
2-A-4	確認使用廠牌符合規格											
2-A-5	確認使用型號符合規格											
2-A-6	確認電源線束/接頭無破損/無鬆脫											
2-A-7	確認各功能模組確實架設/安裝穩妥，各連接纜線正確連接											
2-A-8	確認地面導控站主控電腦開機正常，作業系統顯示正常，鍵盤與滑鼠可操作											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
2-A-9	確認地面導控站各功能(系統控制、航儀、導航、酬載等)啟動正常，操作命令可下達及執行，並可被記錄及回放											
2-A-10	確認地面導控站與命令/酬載操控面板(升降舵、油門、煞車、酬載操作指令等)之作動無誤，操作命令可下達及執行，並可被記錄及回放											
2-A-11	確認地面導控站可正常顯示機體油量或電量，並可被記錄及回放											
B.導控附屬設備												
2-B-1	確認地面天線裝備使用廠牌符合規格											
2-B-2	確認地面天線裝備使用型號符合規格											
C.其他地面裝備												
2-C-1	視需要新增											

3、通訊及控制信號鏈路檢驗項目

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
A.資料鏈系統												
3-A-1	確認資料鏈系統傳輸與接收均能夠符合我國交通部民航局(CAA)的要求											
3-A-2	確認控制信號鏈路符合製造商制定的規格											
3-A-3	確認控制信號鏈路能防止遭未經授權的地面導控站(GCS)配對或控制											
3-A-4	確認遙控無人機配備之控制信號鏈路同時作動時，不會互相影響或產生電磁干擾現象											
3-A-5	確認遙控無人機能夠於指定的受控區域內正常飛行											
3-A-6	確認控制信號鏈路斷線不應導致遙控無人機系統失效											
3-A-7	確認遙控無人機發射機的最大範圍值符合規格											
3-A-8	確認遙控無人機接收機的最大範圍值符合規格											

編號 / 需求 No. / Requirements		需求	符合性方法(MOC)									證明文件 / 備註
		適用A / 不適用NA	設計審查DR	分析A	資料文件D	檢驗I	元件測試CT	模擬S	地面測試GT	飛行測試FT	異常分析FA	
3-A-9	確認主控鏈路頻率符合規格											
3-A-10	確認主控鏈路功率符合規格											
3-A-11	確認起降/備用鏈路頻率符合規格											
3-A-12	確認起降/備用鏈路功率符合規格											
3-A-13	確認影像/圖像傳輸鏈路頻率符合規格											
3-A-14	確認影像/圖像傳輸鏈路功率符合規格											
3-A-15	確認具有射頻識別功能											
3-A-16	確認具備防止遙控無人機進入禁航區、限航區及航空站或飛行場四周之一定距離範圍之圖資軟體系統											

附件十三 遙控無人機特種實體檢驗合格證

編號
NO. _____

中華民國交通部民用航空局
遙控無人機特種實體檢驗合格證

CIVIL AERONAUTICS ADMINISTRATION
Ministry of Transportation and Communications
Republic of China

SPECIAL INSPECTION CERTIFICATE OF DRONE

<table>
<tr><td>註冊號碼
Registration NO.</td><td>遙控無人機之製造者及型式
Maker and Maker's Designation</td><td>遙控無人機序號
Serial Number</td></tr>
<tr><td colspan="2">構造
Categories</td><td>目的 Purpose</td></tr>
<tr><td colspan="3">限制及備註事項 Limitations/Remark：</td></tr>
<tr><td colspan="2">發證日期 Date of Issue</td><td rowspan="2">局長 Director General</td></tr>
<tr><td colspan="2">有效期至 Valid Until 止</td></tr>
</table>