

# **MINISTERO DELLA DIFESA**

**Segretariato Generale della Difesa e Direzione Nazionale degli Armamenti  
Direzione degli Armamenti Aeronautici**

## **OMOLOGAZIONE, CERTIFICAZIONE E QUALIFICAZIONE DI TIPO MILITARE, IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE**

## ELENCO DELLE PAGINE VALIDE

AVVERTENZA. Questa norma è valida se è composta dalle pagine sottoelencate, debitamente aggiornate.  
Copia della presente norma può essere richiesta via e-mail al seguente indirizzo di posta elettronica: spt@dgaa.it.

**Le date di emissione delle pagine originali ed emendate sono:**

Originale 0.....7 Giugno 2012  
Emendamento 1..... 08 Maggio 2013

**Questa norma è costituita complessivamente da 56 pagine, come sotto specificato, compresi N°. 7 Allegati:**

Pagina N.	Emendamento N.
--------------	-------------------

Frontespizio.....	1
A.....	1
i.....	0
pag. 1 fino a 5.....	1
pag. 6.....	0
pag. 7 fino a 8.....	1
pag. 9.....	0
pag. 10 fino a 11....	1
pag. 12.....	0
pag. 13.....	1
pag. 14 fino a 15....	0
pag. 16.....	1
pag. 17 fino a 20....	0

All. A pag. 6.....	0
All. B pag. 3.....	0
All. C pag. 2.....	0
All. D pag. 6.....	0
All. E pag. 4.....	0
All. F pag. 2.....	0
All. G pag. 7.....	0

**INDICE:**

1	PREMESSA.....	1
1.1	OGGETTO DELLA NORMA.....	1
1.2	SCOPO DELLA NORMA.....	1
1.3	DEFINIZIONE DEI TERMINI IMPIEGATI E SIGLE.....	1
1.4	APPLICABILITÀ DELLA NORMA.....	1
1.5	VALIDITÀ DELLA NORMA.....	1
1.6	NORME COMPLEMENTARI.....	1
2	PRESCRIZIONI GENERALI.....	2
2.1	CERTIFICAZIONE E QUALIFICAZIONE DI TIPO MILITARE .....	2
2.2	OMOLOGAZIONE .....	2
2.3	IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE.....	3
2.4	RICONOSCIMENTO DI CERTIFICAZIONI RILASCIATE DA ALTRE AUTORITÀ.....	3
2.5	DISPOSIZIONI PARTICOLARI .....	3
2.6	MODIFICHE.....	3
2.7	REGISTRI.....	3
2.8	SORVEGLIANZA DELLE PROVE.....	4
3	CERTIFICAZIONE E QUALIFICAZIONE DI TIPO MILITARE .....	4
3.1	GENERALITÀ .....	4
3.2	DITTA RICHIEDENTE DEL CERTIFICATO DI TIPO MILITARE E DEL CERTIFICATO DI QUALIFICAZIONE DI TIPO MILITARE .....	6
3.3	DITTA DETENTRICE DEL CERTIFICATO DI TIPO MILITARE E DEL CERTIFICATO DI QUALIFICAZIONE DI TIPO MILITARE .....	7
3.4	VERIFICHE DI CERTIFICAZIONE E DI QUALIFICAZIONE DI TIPO MILITARE.....	7
3.5	ANALISI DI SICUREZZA (SAFETY ANALYSIS).....	8
3.6	SOFTWARE .....	9
3.7	RELIABILITY-MAINTENABILITY-TESTABILITY DELL'AEROMOBILE.....	9
3.8	CERTIFICATO DI TIPO MILITARE .....	10
3.9	CERTIFICATO DI QUALIFICAZIONE DI TIPO MILITARE .....	11
3.10	MODIFICHE AD UN TIPO CERTIFICATO E QUALIFICATO .....	12
3.11	REVISIONE E ADDENDUM AL CERTIFICATO DI TIPO E AL CERTIFICATO DI QUALIFICAZIONE DI TIPO.....	13
3.12	PROGRAMMI DI COOPERAZIONE INTERNAZIONALE .....	14
4	OMOLOGAZIONE .....	14
4.1	GENERALITÀ .....	14
4.2	PROCEDURA.....	15
4.3	CERTIFICATI DI OMOLOGAZIONE .....	0
5	IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE.....	1
5.1	GENERALITÀ .....	1
5.2	PROCEDURA.....	1
5.2.1	RICHIESTA DI ACCERTAMENTO DELLA IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE.....	1
5.2.2	PRIMA FASE.....	1
5.2.3	SECONDA FASE .....	2
5.2.4	TERZA FASE .....	2
5.2.5	RELAZIONE SULLE PROVE DI IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE .....	2
5.3	IDONEITÀ ALL'INSTALLAZIONE RICHIESTA DALLA DITTA PROGETTATRICE DELL'A.C. DI LIVELLO SUPERIORE OVVERO DALLA DITTA PROGETTATRICE DELL'AEROMOBILE .....	2
5.4	CERTIFICATI DI IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE .....	2
5.5	RICONOSCIMENTO DI IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE RICONOSCIUTA DA ALTRI ENTI GOVERNATIVI O AUTORITÀ .....	3
6	STANDARD DEI CERTIFICATI.....	3

**ALLEGATI:**

[ALLEGATO A](#)  
[ALLEGATO B](#)  
[ALLEGATO C](#)  
[ALLEGATO D](#)  
[ALLEGATO E](#)  
[ALLEGATO F](#)  
[ALLEGATO G](#)

# **1 PREMESSA**

## **1.1 OGGETTO DELLA NORMA**

La presente Norma regola le procedure relative alla Certificazione e Qualificazione di Tipo di aeromobili militari, motori, APU, eliche e all'Omologazione e all'Idoneità all'Installazione di sistemi ed equipaggiamenti militari.

## **1.2 SCOPO DELLA NORMA**

Scopo della Norma è definire i processi di verifica di rispondenza ai requisiti di airworthiness (airworthiness) e di prestazione degli aeromobili militari, dei motori, delle APU, delle eliche e dei sistemi ed equipaggiamenti militari aeronautici, affinché sia dimostrata la rispondenza ai Capitoli Tecnici o alle Specifiche Tecniche.

## **1.3 DEFINIZIONE DEI TERMINI IMPIEGATI E SIGLE**

Per le definizioni dei termini impiegati nella presente norma si faccia riferimento alla norma AER.Q-2010.

## **1.4 APPLICABILITÀ DELLA NORMA**

Le disposizioni della presente norma AER.P-2 devono essere applicate agli:

- aeromobili militari (ovvero loro a.c.) che siano oggetto di uno specifico programma di acquisizione dell'AD, ovvero di acquisizione di Enti dello Stato;
- aeromobili militari di interesse dell'AD (ovvero loro a.c.) per i quali si sottoscriva una Convenzione a titolo oneroso per la Ditta richiedente;
- aeromobili militari (ovvero loro a.c.) su richiesta di altri Enti nazionali, internazionali ed esteri.

Nell'ambito di programmi internazionali, la presente norma mantiene validità di applicazione secondo gli accordi di programma.

## **1.5 VALIDITÀ DELLA NORMA**

Il presente Emendamento 1 alla norma AER(EP).P-2 entra in vigore alla data di approvazione.

Per le richieste inoltrate in data antecedente all'approvazione dell'Edizione Base del 7 giugno 2012, la Ditta potrà chiedere di proseguire il processo in atto in accordo alla presente emendamento o all'edizione in vigore alla data della richiesta.

E' facoltà della DAA aderire o meno a tale richiesta della Ditta.

Per le richieste inoltrate in data successiva all'approvazione dell'Edizione Base del 7 giugno 2012, ma riferite ad un contratto stipulato in data antecedente, la Ditta potrà chiedere di proseguire il processo in atto in accordo alla presente emendamento o all'edizione in vigore alla data di stipula del contratto.

E' facoltà della DAA aderire o meno a tale richiesta della Ditta.

## **1.6 NORME COMPLEMENTARI**

La presente Norma, per quanto applicabile, si complementa con le disposizioni specifiche contenute nelle altre Norme della DAA della serie AER.P, AER.Q, AER.O-0 e AER.OO-00.

## 2

**PRESCRIZIONI GENERALI**

Per garantire l'airworthiness degli aeromobili militari (*fit for flight*), è necessario dimostrare:

- il soddisfacimento dei requisiti di airworthiness di un Tipo di aeromobile;
- il soddisfacimento dei requisiti di airworthiness di ogni singolo esemplare di aeromobile costruito;
- il mantenimento delle condizioni di airworthiness inerenti al tipo di aeromobile militare (continued airworthiness);
- il mantenimento delle condizioni di airworthiness inerenti ad ogni singolo esemplare di aeromobile costruito (continuing airworthiness).

Per garantire che gli aeromobili militari svolgano le missioni per le quali sono stati progettati (*fit for purpose*), è necessario dimostrare:

- il soddisfacimento dei requisiti di prestazione di un Tipo di aeromobile;
- il soddisfacimento dei requisiti di prestazione di ogni singolo esemplare di aeromobile costruito;
- il mantenimento delle capacità prestazionali inerenti al tipo di aeromobile;
- il mantenimento delle capacità prestazionali inerenti ad ogni singolo esemplare di aeromobile costruito.

La presente norma stabilisce i processi per il riconoscimento formale della rispondenza del progetto ai seguenti requisiti:

- di airworthiness dell'aeromobile, del motore, dell'elica, dell'APU (capitolo 3), tramite il processo di Certificazione di Tipo Militare;
- di prestazione dell'aeromobile, del motore, dell'elica, dell'APU (capitolo 3), tramite il processo di Qualificazione di Tipo Militare;
- di prestazione e di airworthiness di equipaggiamenti e sistemi dell'aeromobile (capitolo 4), tramite il processo di Omologazione;
- compatibilità dell'aeromobile rispetto ad apparecchi esterni alla configurazione dell'aeromobile trasportati a bordo, AGE, attrezzature a terra (paragrafi 3.1.1.4.1.5, 3.1.1.4.1.6).

Per la definizione dell'Airworthiness Basis si raccomanda l'uso della AER(EP).P-516.

Per una corretta definizione e verifica dei requisiti a livello aeromobile e sistemi maggiori, si raccomanda alla Ditta Progettatrice di considerare le linee guida riportate nelle "Joint Service Specification Guide" (JSSG); tale strumento, realizzato con lo scopo di costituire una *summa* della conoscenza e dell'esperienza accumulata nel settore dell'aviazione militare, può guidare nella:

- scelta dei requisiti,
- scrittura dei requisiti,
- verifica dei requisiti,
- acquisizione delle "*lessons learned*".

Ulteriormente, per gli APR si raccomanda l'utilizzo dei vari STANAG che definiscono i requisiti di airworthiness minimi riconosciuti dalle Nazioni NATO ratificanti.

In Allegato E alla presente norma si riporta un elenco delle JSSG che gli Enti dell'AD possono consultare presso il 2° Ufficio VDT.

## 2.1

**CERTIFICAZIONE E QUALIFICAZIONE DI TIPO MILITARE**

Potranno essere oggetto di presentazione al collaudo unicamente aeromobili, motori, eliche e APU il cui progetto abbia dimostrato il soddisfacimento ai requisiti di airworthiness e di prestazione applicabili e ottenuto i rispettivi Certificati Militari in accordo alle prescrizioni del capitolo 3, salvo i limitati casi previsti nel seguito della presente Norma e disciplinati al punto 2.5.1.

## 2.2

**OMOLOGAZIONE**

Potranno essere oggetto di presentazione al collaudo unicamente equipaggiamenti e sistemi che abbiano ottenuto un Certificato di Omologazione militare, salvo i limitati casi previsti nel seguito della presente Norma e disciplinati al punto 2.5.1.

## 2.3 IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE

Nessun equipaggiamento e sistema, pur essendo stato omologato senza destinazione d'uso, potrà essere installato a bordo di un aeromobile militare, se prima non ne sia stata dimostrata l'Idoneità all'Installazione.

## 2.4 RICONOSCIMENTO DI CERTIFICAZIONI RILASCIATE DA ALTRE AUTORITÀ

2.4.1. La DAA, a suo insindacabile giudizio, potrà recepire la Certificazione e Qualificazione, con le relative evidenze di verifica, rilasciate da altre Autorità di Certificazione italiane o estere, militari o civili. La DAA valuterà la possibilità di recepire tali certificati, considerando sia i requisiti applicabili che il processo e i regolamenti seguiti dall'Autorità che li hanno rilasciati.

2.4.2. La Ditta richiedente dovrà trasmettere, in allegato alla domanda di Omologazione, la copia del Certificato rilasciato da altra Autorità.

La Ditta è inoltre responsabile di fornire alla DAA tutte le modifiche alla configurazione emesse dopo il rilascio del Certificato dell'altra Autorità fino alla data di emissione del Certificato da parte della DAA.

2.4.3. La DAA potrà chiedere alla Ditta interessata o direttamente all'Autorità che ha concesso l'Omologazione, tutta la documentazione che ha permesso tale concessione e deciderà, a suo insindacabile giudizio, se per ottenere il Certificato di Omologazione anche da parte della DAA medesima siano necessari ulteriori dati tecnici ovvero l'esecuzione di altre verifiche complementari.

2.4.4. Nel caso in cui la DAA recepisca una certificazione rilasciata da altre Autorità di Certificazione, essa dovrà comunque rilasciare un Certificato, con relativo Allegato Tecnico e Rapporto Tecnico.

2.4.5. La Ditta resta esclusiva responsabile della tempestiva e completa comunicazione di qualsiasi variazione relativa alla certificazione rilasciata da altre Autorità di Certificazione sulla cui base è stato emesso il Certificato di cui al numero 2.4.4.

## 2.5 DISPOSIZIONI PARTICOLARI

2.5.1. La DAA, per riconosciuti motivi di urgenza potrà autorizzare l'accettazione temporanea di forniture il cui progetto è ancora in corso di Certificazione e Qualificazione di Tipo o Omologazione, purché si verifichino le seguenti condizioni:

- avvenuta approvazione da parte della DAA del Piano di Certificazione e Qualificazione di Tipo o Piano di Omologazione, nel quadro della documentazione che la Ditta Progettatrice proponente avrà presentato;
- impegno formale della Ditta costruttrice a sostituire (o eventualmente modificare) senza alcun onere aggiuntivo per l'AD l'a.c. consegnato in corso di Certificazione e Qualificazione di Tipo o Omologazione con altro certificato o omologato equivalente ed intercambiabile;
- impegno formale della Ditta costruttrice per il ritiro a propria cura e spese di tutti gli a.c. forniti in corso di Certificazione e Qualificazione di Tipo o Omologazione, senza alcun compenso da parte dell'AD per l'uso temporaneo eventualmente fatto di detti a.c..

## 2.6 MODIFICHE

Qualsiasi modifica alla configurazione, che comporti impatti su prestazioni e/o airworthiness di un a.c. rispetto alla configurazione di un Certificato, potrà richiedere nuovi accertamenti e/o dimostrazioni ai fini della Certificazione e Qualificazione di Tipo, dell'Omologazione e dell'Idoneità all'Installazione.

I compiti e le responsabilità inerenti il processo di controllo di configurazione sono definiti nelle apposite norme di questa D.G. (AER.00-00-5, AER.00-1-6 e AER.00-00-6).

## 2.7 REGISTRI

2.7.1. Gli a.c. certificati, qualificati, omologati, ovvero idonei all'installazione verranno riportati nei seguenti Registri:

- Registro dei Certificati di Tipo e di Qualificazione di Tipo Aeromobile Militare;
- Registro dei Certificati di Tipo Motore, Elica e APU;
- Registro dei Certificati di Omologazione;
- Registro dei Certificati di Idoneità all'Installazione

- 2.7.2. Detti Registri saranno compilati ed aggiornati a cura del 1° Ufficio VDT della DAA che provvede all'emissione ed alla custodia dei singoli Certificati.

## 2.8 SORVEGLIANZA DELLE PROVE

La Ditta dovrà fornire al 1° Ufficio VDT la pianificazione aggiornata delle prove di Certificazione e Qualificazione di Tipo, di Omologazione e/o Idoneità all'Installazione entro 10 giorni lavorativi dalla data della prova.

Il Capo del 1° Ufficio VDT, qualora sussistano particolari necessità di sorveglianza, può richiedere la partecipazione alla prova del personale del team di omologazione o di altro Ente preposto, quale l'UTT di competenza. In tale caso la Ditta dovrà anticipare entro 10 giorni lavorativi la procedura di prova al team di omologazione e al rappresentante della DAA che parteciperà in qualità di sorvegliante. Il rappresentante/i del team di omologazione incaricato del sistema/i oggetto della prova valuterà la procedura e ne confermerà l'idoneità al rappresentante che parteciperà alla prova.

I rappresentanti della DAA che partecipano alla prova hanno lo specifico compito di verificare che la prova sia condotta in accordo alla procedura e di riportare eventuali anomalie unicamente al team di omologazione tramite apposito Witnessing Report.

## 3 CERTIFICAZIONE E QUALIFICAZIONE DI TIPO MILITARE

### 3.1 GENERALITÀ

- 3.1.1. La Certificazione e Qualificazione di Tipo Militare sono rispettivamente i processi di riconoscimento formale disposti dalla DAA mediante il rilascio di un "CERTIFICATO DI TIPO MILITARE" e di un "CERTIFICATO DI QUALIFICAZIONE DI TIPO MILITARE" della rispondenza della configurazione di un Tipo ai requisiti di airworthiness e di prestazione definiti in apposito Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica:

- il "CERTIFICATO DI TIPO MILITARE" viene rilasciato per formalizzare la rispondenza ai requisiti di airworthiness del Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica;
- il "CERTIFICATO DI QUALIFICAZIONE DI TIPO MILITARE" viene rilasciato per formalizzare la rispondenza ai requisiti di prestazione del Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica.

- 3.1.2. La Omologazione di Tipo Militare è il riconoscimento formale simultaneo tramite rilascio di un unico Certificato della rispondenza della configurazione di un Tipo ai requisiti di airworthiness e di prestazione definiti in apposito Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica.

- 3.1.3. La DAA rilascerà separatamente il Certificato di Tipo e il Certificato di Qualificazione di Tipo Militari per gli aeromobili militari.

Per i motori la DAA rilascerà un unico Certificato; in particolare potrà

- o rilasciare uno specifico Certificato di Tipo per formalizzare la rispondenza ai requisiti di airworthiness applicabili;
- oppure rilasciare un unico Certificato di Omologazione di Tipo per il riconoscimento formale contemporaneo del soddisfacimento dei requisiti di prestazione e di airworthiness definiti in apposito Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica.

Il Certificato del motore dovrà essere messo a riferimento all'interno dell'Allegato Tecnico del Certificato di Tipo dell'aeromobile.

Per eliche, e auxiliary power unit (APU), la DAA potrà

- o rilasciare Certificati di Tipo specifici per formalizzare la rispondenza ai requisiti di airworthiness applicabili;
- oppure rilasciare Certificati di Omologazione di Tipo specifici per il riconoscimento formale contemporaneo del soddisfacimento dei requisiti di prestazione e di airworthiness definiti in apposito Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica;
- oppure effettuare la verifica di rispondenza ai requisiti di airworthiness applicabili, contenuti nel Capitolato Tecnico dell'aeromobile sui vengono installati, nell'ambito della Certificazione di Tipo Aeromobile.

Nel caso in cui venga rilasciato un Certificato per l'elica e/o APU, esso dovrà essere messo a riferimento all'interno dell'Allegato Tecnico del Certificato di Tipo dell'aeromobile.

Per APR≤150kg, non è richiesta la Certificazione o l'Omologazione di Tipo per motore ed elica, in quanto per essi lo STANAG 4703 include nella Certificazione di Tipo Aeromobile dell'APR la verifica di rispondenza a opportuni requisiti contenuti in appendici specifiche.

3.1.4. Non sono oggetto di Certificazione e Qualificazione di Tipo Militare ai sensi della presente norma:

- gli aeromobili impiegati esclusivamente all'interno di poligoni militari
- gli aeromodelli,
- gli aérobersagli,
- i dimostratori tecnologici;
- i rispettivi motori, eliche ed APU.

3.1.5. I Capitolati Tecnici o Specifiche Tecniche dovranno essere redatti separando i requisiti di airworthiness da quelli di performance in accordo alla norma AER.P-6. In particolare i requisiti tecnici applicabili dovranno essere stabiliti utilizzando la normativa internazionale di riferimento e concordati con la DAA. Di seguito alcuni standard che possono essere utilizzati, previo concordamento con la DAA:

- aeromobili: si veda AER.P-6;
- motori: CS-E, FAR-33, JSSG-2007, DEF-STAN-970;
- eliche: CS-P, FAR-35, JSSG-2009-Appendix L;
- auxiliary power unit (APU): CS-APU, TSO C77, MIL-P-85573, JSSG-2009-Appendix C;
- ogni altro standard concordato con la DAA.

La Airworthiness Basis per il rilascio del Certificato di Tipo è costituito dalla Parte II del Capitolato Tecnico. Tuttavia, qualora nel corso delle attività di Certificazione la DAA riscontrasse la necessità di aggiornare i requisiti della sola Airworthiness Basis con correzioni e/o aggiunte considerate indispensabili per il rilascio del Certificato di Tipo garantendo così il livello minimo accettabile di airworthiness, il 1° Ufficio VDT e la Ditta richiedente provvederanno all'aggiornamento dell'Airworthiness Basis senza necessariamente aggiornare il Capitolato Tecnico e senza alcun onere aggiuntivo per l'AD.

3.1.6. La verifica della rispondenza della configurazione ai requisiti di prestazione e di airworthiness definiti nel Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica è effettuata dalla Ditta Progettatrice tramite *Means of Compliance* oggetto di concordamento con la DAA (in Allegato F alla presente norma si riporta una lista di *Means of Compliance* utilizzabili).

Per le attività di prova in volo vale quanto previsto dalla Norma AER.P-7.

3.1.7. I risultati delle prove ottenuti nell'ambito di un programma di sviluppo possono essere utilizzati per supportare una Certificazione e Qualificazione di Tipo, purchè la configurazione di prova di sviluppo sia rappresentativa della configurazione oggetto di Certificazione di Tipo.

3.1.8. La DAA potrà accettare di recepire eventuali Certificati emessi da altre Autorità militari o civili riconosciute.

3.1.9. Qualora un aeromobile, motore, elica o APU oggetto di Certificazione e Qualificazione di Tipo Militare sia già in possesso di un Certificato di Tipo civile (oppure sia derivato da una configurazione con Certificato di Tipo civile), la DAA, procedendo come richiesto nella sezione 2.4, potrà:

- accettare senza ulteriori evidenze i livelli di airworthiness riconosciuti per una configurazione identica con Certificato di Tipo civile rilasciato da EASA o da FAA o altra Autorità civile riconosciuta e rilasciare direttamente il Certificato di Tipo Militare;
- oppure, qualora lo ritenesse necessario, richiedere valutazioni di sicurezza integrative. In particolare queste valutazioni integrative devono essere fornite dalla Ditta nel rispetto della presente norma e dei requisiti di sicurezza stabiliti nel Capitolato Tecnico in accordo alla norma AER.P-6. Inoltre, nel caso in cui la Ditta richieda di certificare una modifica al Certificato di Tipo militare emesso a fronte del riconoscimento delle evidenze civili, la DAA potrà richiedere alla Ditta una nuova analisi di sicurezza completa in accordo al paragrafo 3.5.

In ogni caso ai fini del rilascio del Certificato di Tipo Militare, la DAA integrerà le evidenze relative alla certificazione civile con la verifica di rispondenza ai requisiti di airworthiness applicabili per gli a.c. specificatamente militari non appartenenti alla configurazione civile.

La DAA infine rilascerà il Certificato di Qualificazione di Tipo Militare dopo avere verificato la rispondenza ai requisiti di prestazione riportati nel Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica.



- 3.1.10. Qualora in un programma di sviluppo internazionale il Tipo di un aeromobile venga certificato e qualificato dall'Agenzia preposta, la DAA potrà recepire senza ulteriori valutazioni l'attività svolta a livello internazionale e, se la configurazione accettata corrisponde a quella nazionale, procedere direttamente all'emissione del Certificato di Tipo Militare e del Certificato di Qualificazione di Tipo Militare.
- 3.1.11. Per gli aeromobili di Serie già iscritti nel Registro degli Aeromobili Militari e privi di Certificati di Tipo, sulla base delle "Declaration of Design and Performance" (DDP), delle evidenze di validazione del progetto disponibili e di eventuali certificazioni già riconosciute da altre Autorità per configurazioni simili, il 1° Ufficio VDT potrà procedere ad attivare i processi di Certificazione e Qualificazione di Tipo Aeromobile Militare all'atto del primo aggiornamento della configurazione con impatto sulla certificazione.  
In tale caso la Ditta Progettatrice dovrà definire il Tipo e presentare un'analisi di sicurezza, in accordo a requisiti concordati con il 1° Ufficio VDT nel Piano di Omologazione.  
Gli Allegati Tecnici ai Certificati di Tipo dovranno essere redatti in accordo ai requisiti della presente norma e seguendo gli standard riportati nell'Allegato D.

## **3.2 DITTA RICHIEDENTE DEL CERTIFICATO DI TIPO MILITARE E DEL CERTIFICATO DI QUALIFICAZIONE DI TIPO MILITARE**

Le richieste di Certificazione e Qualificazione di Tipo Militare dovranno essere inoltrate, unitamente o separatamente, dalla Ditta Progettatrice alla DAA VDT 1° Ufficio.

Le richieste di Certificazione e di Qualificazione di Tipo Militare dovranno contenere i documenti che seguono:

- 3.2.1. Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica contenente i requisiti di prestazione e di airworthiness.  
Il Capitolato Tecnico degli aeromobili militari dovrà essere redatto in ottemperanza alla norma AER.P-6 (edizione vigente).
- 3.2.2. Manuale dell'Organizzazione di Progettazione che dimostri l'idoneità a detenere il Certificato di Tipo Militare e il Certificato di Qualificazione di Tipo Militare, descrivendo:
- l'organizzazione aziendale,
  - i processi di progettazione,
  - le design practices impiegate,
  - le risorse impiegate,
  - i processi di validazione dei requisiti di airworthiness,
  - i processi di validazione dei requisiti di prestazione,
  - le procedure di gestione delle evidenze di rispondenza ai requisiti di airworthiness e di prestazione,
  - i processi di gestione del programma di certificazione,
  - gestione delle "instructions for continuing airworthiness",
  - processi di produzione e mantenimento dei manuali operativi,
  - la gestione del controllo di configurazione,
  - i processi di gestione degli inconvenienti (raccolta, investigazione, analisi delle occorrenze tecniche),
  - processi di gestione delle registrazioni afferenti alla airworthiness e alle performance (per esempio disegni, relazioni tecniche, report di ispezioni degli a.c. testati),
  - l'attribuzione delle responsabilità per i processi precedenti,
  - coordinamento tra la organizzazione di progettazione e l'organizzazione di produzione,
  - relazioni con la DAA.

La Ditta richiedente un Certificato di Tipo e di Qualificazione di Tipo Aeromobile dovrà inoltre dimostrare alla DAA il grado di rispondenza ai requisiti della norma AER.P-10 e la DAA valuterà di caso in caso l'idoneità a detenere i Certificati.

- 3.2.3. Piano di Certificazione di Tipo (*Type Certification Program Plan*): definizione dei metodi utilizzati per dimostrare la rispondenza a ciascun requisito di airworthiness (*Means of Compliance*) e descrizione del programma completo delle attività di verifica per la certificazione, compresa la pianificazione temporale delle medesime e la dislocazione delle prove. In Allegato F alla presente norma si riporta la lista di *Means of Compliance* applicabili per le verifiche di rispondenza ai requisiti.
- 3.2.4. Piano di Qualificazione di Tipo (*Type Qualification Program Plan*): definizione dei metodi utilizzati per dimostrare la rispondenza a ciascun requisito di prestazione (*Means of Compliance*) e descrizione del programma completo delle attività di verifica per la qualificazione, compresa la pianificazione temporale delle medesime e la dislocazione delle prove. In Allegato F alla presente norma si riporta la lista di *Means of Compliance* applicabili per le verifiche di rispondenza ai requisiti.

### 3.3 DITTA DETENTRICE DEL CERTIFICATO DI TIPO MILITARE E DEL CERTIFICATO DI QUALIFICAZIONE DI TIPO MILITARE

Il Certificato di Tipo Militare e di Qualificazione di Tipo Militare potranno essere rilasciati dalla DAA alla Ditta Progettatrice, il cui Manuale dell'Organizzazione di Progettazione sia accettato dalla DAA in fase di richiesta in accordo al paragrafo 3.2.2.

Nel caso di accordi industriali tra Ditte, i certificati potranno essere trasferiti ad altra Ditta che ne ottenga autorizzazione da parte della DAA, previa presentazione delle stesse evidenze richieste al paragrafo 3.2.2.

Nel caso di *partnership* internazionali la DAA potrà rilasciare i certificati o alla Ditta Progettatrice dell'aeromobile oppure alla *Partner Company* italiana, qualora quest'ultima in fase di richiesta dimostri nel Manuale dell'Organizzazione di Progettazione quanto segue:

- adeguato coordinamento con le altre Partner Companies, al fine di consentire il conseguimento e il mantenimento degli obiettivi di Certificazione e Qualificazione di Tipo e di Continued e Continuing Airworthiness;
- l'accesso ai requisiti delle specifiche tecniche dei sistemi progettati dalle altre Partner Companies;
- l'accesso alle evidenze tecniche prodotte dalle altre Partner Companies per dimostrare la rispondenza ai requisiti di airworthiness e di prestazione applicabili e la sua capacità interna di verificarne l'applicabilità e la rispondenza a tutti i requisiti di prestazione e di airworthiness applicabili.

### 3.4 VERIFICHE DI CERTIFICAZIONE E DI QUALIFICAZIONE DI TIPO MILITARE

- 3.4.1. Le verifiche di Certificazione e di Qualificazione di Tipo (analisi, ispezioni, prove a terra e in volo, analisi di sicurezza, ecc.) verranno effettuate dalla Ditta Progettatrice in accordo ai rispettivi piani approvati dal Capo del 1° Ufficio –VDT.

L'approvazione dei Piani di Certificazione e di Qualificazione non preclude alla DAA di richiedere alla Ditta ulteriori evidenze tecniche, resesi necessarie in aggiunta a quelle corrispondenti a Means of Compliance approvati nei piani stessi.

- 3.4.2. La Ditta preparerà due matrici di rispondenza (Compliance Matrix) che correlano i singoli requisiti di prestazione e di airworthiness del Capitolato Tecnico ovvero della Specifica Tecnica con i metodi di dimostrazione da utilizzare (Means of Compliance - MOC) e con tutti i documenti emessi per la verifica dei requisiti (Means of evidence - MOE): una matrice corrisponderà ai requisiti di airworthiness ed una ai requisiti di prestazione.

- 3.4.3. Le prove a terra e in volo sugli aeromobili potranno essere effettuate, in accordo ai Piani di Certificazione e Qualificazione approvati, solamente dopo l'assegnazione del contrassegno di aeromobile prototipico o sperimentale, che verrà rilasciato dal 2° Ufficio VDT, ai sensi della Norma AER.P-7. L'esemplare prototipico o sperimentale utilizzato per le prove dovrà avere una configurazione rappresentativa della configurazione oggetto di Certificazione e di Qualificazione di Tipo Aeromobile, relativamente agli obiettivi delle varie prove. La Ditta deve dichiarare nella procedura di prova la rappresentatività del *test item*.  
La DAA potrà disporre, a proprio insindacabile giudizio, circa la presenza di propri rappresentanti in qualsiasi fase delle prove stesse, in accordo al paragrafo 2.8.

### 3.5 ANALISI DI SICUREZZA (SAFETY ANALISYS)

- 3.5.1. La Ditta richiedente deve formulare un'analisi di sicurezza del progetto che dimostri il soddisfacimento dei requisiti espressi nel Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica. Per la definizione dei requisiti di sicurezza degli aeromobili militari si rimanda alla norma AER.P-6 vigente alla data di approvazione della presente norma e alle linee guida riportate in Allegato G. In accordo alle raccomandazioni e linee guida delle ARP-4761 e ARP-4754, la Ditta fin dalle prime fasi deve sottoporre il progetto ad un'Analisi di Sicurezza System Safety Assessment (SSA) che rappresenta una valutazione sistematica ed estesa del sistema, in grado di dimostrare che i rilevanti requisiti di sicurezza siano soddisfatti tramite:
- una valutazione qualitativa, con approccio Top-Down, e conseguente classificazione nelle categorie di severità dei rischi generati dalla perdita o dal malfunzionamento delle funzioni principali dell'aeromobile ("Functional Hazard Assessment");
  - un'analisi qualitativa, con approccio Down-Top, FMECA ("Failure Mode Effects and Criticality Analysis");
  - un'analisi quantitativa, almeno per le categorie di severità Catastrofica e Critica, con approccio Top-Down, della probabilità che si verifichi un evento di rischio a livello aeromobile dovuto a failure singole o multiple ("Fault Tree Analysis") <sup>(1)</sup>;
  - la valutazione di accettabilità del livello di rischio e delle relative probabilità delle singole condizioni di guasto ("failure condition") individuate, secondo la matrice delle categorie di rischio riportata nel Capitolato Tecnico;
  - l'identificazione di dispositivi di sicurezza, di dispositivi di avviso e di eventuali procedure appropriate e consolidate per mitigare il rischio;
  - una Common Cause Analysis, che includa in particolare l'Analisi Zonale ("Hazard Zonal Analysis") per la valutazione del livello di sicurezza degli aspetti installativi.
- La Ditta Progettatrice fornirà alla DAA una Relazione finale di Analisi di Sicurezza necessaria ai fini del rilascio del Certificato di Tipo Aeromobile Militare.
- Nella sezione conclusiva di tale relazione, la Ditta specificherà l'elenco delle condizioni di failure Critiche e Catastrofiche, con la relativa probabilità di occorrenza, e tutte le azioni stabilite per ridurre il rischio, aventi impatti operativi e/o manutentivi.
- 3.5.2. Per gli Aeromobili a Pilotaggio Remoto (APR), non essendoci persone a bordo, si possono mitigare eventuali non rispondenze al requisito di probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo, stabilito in accordo alla norma AER.P-6 vigente alla data di approvazione della presente norma, attraverso una limitazione operativa sulla densità di popolazione dell'area sorvolata determinata secondo le linee guida dell'Allegato G. Per gli APR che hanno restrizioni sulla densità di popolazione la DAA rilascerà un Certificato di Tipo Aeromobile Militare Limitato.
- 3.5.3. La Ditta Progettatrice dell'aeromobile dovrà predisporre accordi con la Ditta progettatrice del motore (e dell'elica e dell'APU qualora ad esse venga riconosciuta una certificazione specifica) al fine di poter disporre dei dati necessari per poter effettuare l'analisi di sicurezza a livello aeromobile.
- Nella fase di certificazione del motore la DAA dovrà applicare requisiti di sicurezza adeguati alla destinazione d'uso, in accordo alla base di certificazione dell'aeromobile.
- 3.5.4. La Ditta Progettatrice dovrà sviluppare e mantenere aggiornato un *database* dettagliato nel quale vengono registrati tutti gli eventi di guasto verificatisi nella flotta in servizio aventi impatto sulla sicurezza dell'aeromobile. Un analogo database dovrà essere sviluppato e mantenuto aggiornato per la registrazione dei danni strutturali significativi (per esempio cricche, corrosione, delaminazioni). La DAA potrà in ogni momento accedere alle informazioni di tali *database*.
- 3.5.5. La Ditta dovrà dimostrare che sono state minimizzate le potenziali fonti di errore umano con conseguenze critiche o catastrofiche per la sicurezza dell'equipaggio, del personale a terra e del terzo sorvolato. Allo scopo di ridurre gli eventi in cui l'errore umano possa compromettere la sicurezza, dovranno essere:
- fornite all'equipaggio informazioni a bordo chiare e complete sullo stato di funzionamento dei sistemi maggiori;
  - validati gli aspetti di Human-Machine-Interface Engineering (si veda MIL-STD-1472F);
  - valutati gli effetti delle failure tecniche sul workload dell'equipaggio (FMECA).

<sup>1</sup> Si dovranno valutare approfonditamente nell'analisi di sicurezza i criteri di individuazione di *failure* latenti (per esempio *check* funzionali e *task* periodici, quali *task* di manutenzione programmati che limitano l'*exposure time*) che concorrono a determinare in combinazione con altri guasti condizioni di rischio Critiche o Catastrofiche.

### 3.6 SOFTWARE

- 3.6.1. La Ditta dovrà sviluppare e validare il software, determinando il ciclo di vita dello stesso in funzione dei risultati dell'analisi di sicurezza per le funzionalità coinvolte. Le norme internazionali che si possono prendere a riferimento sono la RTCA-DO-178, la ED-12B, la ARP-4754 (consultabili presso il 1° Ufficio VDT) e la pubblicazione NATO AOP-52. Per la definizione dei requisiti relativi al software degli aeromobili militari si rimanda alla norma AER.P-6 vigente alla data di approvazione della presente norma.
- 3.6.2. La Ditta deve produrre e fornire alla DAA almeno i seguenti documenti:
- documento dei requisiti e dell'architettura del software, nel quale la Ditta e la DAA concorderanno l'assegnazione delle classi di software;
  - piano di sviluppo e di validazione del software, nel quale la Ditta e la DAA concorderanno i requisiti per il ciclo di vita delle varie classi di software e i relativi documenti applicabili;
  - documento di configurazione del software;
  - relazione di qualifica del software.
- 3.6.3. Ai fini della Certificazione di Tipo Aeromobile Militare, sono oggetto di accertamenti da parte della DAA le evidenze relative ai requisiti sul ciclo di vita del software per la prima e la seconda classe di software. In particolare per il software allocato a tali classi la DAA potrà richiedere e partecipare a sessioni di Review formali definite come segue:
- “*software planning review*” al completamento del processo iniziale di pianificazione;
  - “*software development review*” al completamento di una porzione rappresentativa dei dati di sviluppo del software (requisiti di alto e basso livello, architettura del progetto, codice sorgente, processi di integrazione), al fine di verificare l'implementazione e l'efficacia dei piani e degli standard di sviluppo;
  - “*software verification review*” al completamento di una porzione rappresentativa dei processi di verifica e test, al fine di verificare l'implementazione e l'efficacia dei piani di verifica, dei task di controllo di configurazione e di assicurazione qualità previsti dalla normativa di riferimento;
  - “*final certification software review*” al termine di tutte le attività previste dalla norma di riferimento, al fine di determinare il soddisfacimento dei requisiti della normativa di riferimento; assicurare che le attività di sviluppo, verifica, assicurazione qualità, controllo di configurazione, certificazione e verifica di conformità siano concluse; esaminare il documento di configurazione del software e la relazione finale di qualifica.
- 3.6.4. La DAA si riserva la facoltà di effettuare i medesimi accertamenti del paragrafo 3.6.3, o una loro parte, anche per le altre classi di software. In particolare si terrà in conto dell'esperienza della Ditta Progettatrice dell'aeromobile e della Ditta fornitrice del software nell'ambito dei processi della normativa di riferimento, della complessità dell'architettura delle funzioni e delle interfacce, del grado di innovazione del progetto e delle tecnologie impiegate, dell'ambiente di sviluppo e verifica, della quantità e dell'esperienza delle risorse impiegate, ecc..
- 3.6.5. La DAA si riserva la facoltà di partecipare alle sessioni di Review e di Auditing tra la Ditta Progettatrice dell'aeromobile e i suoi fornitori di software.
- 3.6.6. La configurazione del software deve essere parte del documento di configurazione dell'aeromobile riportato nei Certificato di Tipo Militare e Certificato di Qualificazione di Tipo Militare.

### 3.7 RELIABILITY-MAINTENABILITY-TESTABILITY DELL'AEROMOBILE

- 3.7.1. La Ditta Progettatrice dell'aeromobile dovrà emettere un Reliability Assessment Report, un Maintainability Assessment Report e un Testability Assessment Report, a dimostrazione dei requisiti dell'aeromobile richiesti nel Capitolato Tecnico ovvero nella Specifica Tecnica.
- 3.7.2. Il Maintainability Assessment Report dell'aeromobile dovrà obbligatoriamente contenere una sezione a parte che specifichi in dettaglio quelle operazioni ispettive e di manutenzione che derivano dall'analisi di fatica e di corrosione (e.g. durata della vita dell'aeromobile, tempi per le sostituzioni obbligatorie, intervalli di ispezione strutturali derivanti dalle analisi di Damage

Tolerance sull'Airframe, sul motore, sulle eliche e sull'APU, relative procedure di ispezione, valutazioni sulle letture faticometriche, ecc.).

- 3.7.3. Il Maintainability Assessment Report dell'aeromobile dovrà obbligatoriamente contenere una sezione a parte che, se eventualmente individuate nell'Analisi di Sicurezza, specifichi in dettaglio quei test e quelle operazioni ispettive e di manutenzione periodici atti all'individuazione ed eventuale riparazione di failure latenti (stabilite nell'analisi di sicurezza allo scopo di limitarne l'exposure time) che concorrono a determinare in combinazione con altri guasti condizioni di rischio Critiche o Catastrofiche.
- 3.7.4. Il 1° Ufficio VDT per la valutazione delle sopracitate Relazioni ha la facoltà di avvalersi della collaborazione della Divisione Tecnica e di Enti di F.A. per i relativi aspetti di competenza. In particolare sarà valutata la coerenza delle sezioni di cui ai par. 3.7.2 e 3.7.3 con le attività di verifica dei requisiti strutturali (fatica e corrosione) e delle analisi di sicurezza.
- 3.7.5. La Ditta Progettatrice dell'aeromobile dovrà garantire che le Pubblicazioni Tecniche Operative applicabili siano coerenti con il Maintainability Assessment Report.

### 3.8 CERTIFICATO DI TIPO MILITARE

- 3.8.1. La Ditta richiedente dovrà inviare alla DAA 1° Ufficio VDT in formato digitale su supporto informatico, tutte le evidenze di certificazione (Means of Evidence) emesse per dimostrare la rispondenza a tutti i requisiti di airworthiness applicabili.
- 3.8.2. Al termine del processo di validazione del progetto, dopo l'esame delle relative evidenze da parte della DAA raccolte nella matrice di rispondenza ai requisiti di airworthiness, la Ditta richiedente presenterà alla DAA una Dichiarazione di Rispondenza ai requisiti di airworthiness e la DAA redigerà il Certificato di Tipo Militare (*"Military Type Certificate"*). In Allegato A alla presente Norma si presentano le linee guida per la preparazione della Dichiarazione di Rispondenza ai requisiti di airworthiness e del Certificato di Tipo Militare.
- 3.8.3. Nel Certificato di Tipo Militare devono essere riportate le seguenti informazioni per l'esatta individuazione della configurazione oggetto di Certificazione e delle limitazioni corrispondenti:
- denominazione dell'Aeromobile/Motore/Elica/APU e identificativo della Ditta Progettatrice;
  - estremi del Capitolato Tecnico / Specifica Tecnica che definisce i requisiti di airworthiness dell'Aeromobile (o Motore, Elica, APU);
  - configurazione del Tipo di Aeromobile (o Motore, Elica, APU);
  - principali caratteristiche e limitazioni.
- 3.8.4. L'Allegato Tecnico, contenente le principali caratteristiche e limitazioni dell'Aeromobile (o Motore, Elica, APU) costituisce parte integrante del Certificato di Tipo Militare.
- L'Allegato Tecnico deve riportare in un'apposita appendice (Appendice 1 *"Non Compliance"*) tutti i requisiti di airworthiness del Capitolato Tecnico (ovvero Specifica Tecnica), che non sono stati soddisfatti o dimostrati. In tale Appendice saranno dettagliati, per i requisiti non soddisfatti o dimostrati, le limitazioni e/o mitigazioni che consentono di rilasciare la Certificazione garantendo un adeguato livello di airworthiness.
- Ove le attività di Certificazione relative alle verifiche strutturali (per esempio per gli aspetti di fatica e corrosione) e alle analisi di sicurezza (per esempio controlli periodici per l'individuazione di guasti latenti) abbiano determinato azioni con impatti operativi e/o manutentivi, questi dovranno essere inseriti nell'Allegato Tecnico (Appendice 2) con la dicitura *"Tali operazioni vanno obbligatoriamente riportate nelle Pubblicazioni Tecniche Operative applicabili"*. È successivamente responsabilità della Ditta verificare che tali pubblicazioni recepiscano e dettagliino in modo chiaro ed esaustivo i contenuti dell'Allegato Tecnico.
- In Allegato D si riporta un modello da considerare come linea guida per la preparazione degli Allegati Tecnici ai Certificati di Tipo Aeromobile Militare.
- 3.8.5. Il Certificato di Tipo Militare si basa sul Rapporto Tecnico di Certificazione, contenente la sintesi delle valutazioni effettuate e l'elenco della documentazione di riferimento per il processo di Certificazione stesso (requisiti di airworthiness nel Capitolato Tecnico, Piano di Certificazione, Relazioni di Certificazione, ecc.).
- Il Rapporto Tecnico deve riportare in un'apposita appendice la matrice (*Airworthiness Compliance Matrix*) con il dettaglio dei requisiti di airworthiness del Capitolato Tecnico ovvero

Specifica Tecnica, i relativi *Means of Compliance*, le relative relazioni di verifica dei requisiti *Means of Evidence* (MOE), eventuali note e commenti aggiuntivi.

Tale Rapporto Tecnico non è allegato al Certificato ed è custodito presso il 1° Ufficio VDT.

### 3.8.6. Certificato di Tipo Militare Limitato e Certificato di Tipo Militare Ristretto

3.8.6.1. Se un aeromobile non soddisfa alcuni requisiti di airworthiness del Capitolato Tecnico e se queste non-compliance non sono opportunamente mitigate per garantire un livello di airworthiness equivalente, la DAA potrebbe limitare significativamente gli inviluppi operativi, i tipi di missione, le aree sorvolabili e stabilire ogni altra misura necessaria per garantire un adeguato livello di airworthiness: in tale caso la DAA rilascerà un Certificato di Tipo Aeromobile Militare Limitato.

3.8.6.2. Se un aeromobile soddisfa i requisiti di airworthiness di una base di certificazione ristretta stabilita dalla DAA, che assicura un livello di sicurezza adeguato ad un uso ristretto dell'aeromobile compatibile con specifici limitati requisiti di missione, la DAA rilascerà un Certificato di Tipo Aeromobile Militare Ristretto, specificandone le restrizioni in termini di impiego operativo.

Il modulo del Certificato adottato deve essere distinto da un timbro rosso di grande formato portante la dizione "LIMITATO" o "RISTRETTO" e l'Allegato Tecnico deve contenere la precisa delimitazione del campo entro il quale l'aeromobile può essere impiegato.

I Certificati di Tipo Limitati sono registrati negli elenchi degli aeromobili certificati, con la dicitura "LIMITATO" o "RISTRETTO".

3.8.7. I Certificati di Tipo Militare sono redatti sulla base degli standard del 1° Ufficio VDT. Ciascun Certificato viene emesso in duplice originale; uno sarà conservato dalla DAA ed uno consegnato alla Ditta.

3.8.8. Il Certificato di Tipo Militare è firmato dal Direttore o suo Delegato.

3.8.9. Il 1° Ufficio VDT custodirà il Certificato di Tipo per dieci anni dopo la data di definitiva radiazione dall'impiego. Tale periodo è prolungato fino al termine di eventuali procedimenti d'indagine tecnica, amministrativa e giudiziaria ancora in corso. In tali circostanze la proroga di ulteriore custodia del Certificato di Tipo sarà soggetta a specifica valutazione.

3.8.10. Tutta la documentazione prodotta a supporto del processo di Certificazione di Tipo dovrà essere custodita dalla Ditta detentrica del Certificato per un periodo di dieci anni dalla dismissione dell'aeromobile.

## 3.9 CERTIFICATO DI QUALIFICAZIONE DI TIPO MILITARE

3.9.1. La Ditta richiedente dovrà inviare alla DAA 1° Ufficio VDT in formato digitale su supporto informatico, tutte le evidenze di qualificazione (Means of Evidence) emesse per dimostrare la rispondenza a tutti i requisiti di prestazione applicabili.

3.9.2. Al termine del processo di validazione del progetto, dopo l'esame delle relative evidenze da parte della DAA raccolte nella matrice di rispondenza ai requisiti di prestazione, la Ditta richiedente presenterà alla DAA una Dichiarazione di Rispondenza ai requisiti di prestazione e la DAA redigerà il Certificato di Qualificazione di Tipo Militare ("*Military Type Qualification Certificate*").

Il Certificato di Qualificazione di Tipo Militare potrà essere emesso solo contemporaneamente o successivamente all'emissione del Certificato di Tipo Militare per la stessa configurazione del Tipo.

In Allegato A alla presente Norma si presentano le linee guida per la preparazione della Dichiarazione di Rispondenza ai requisiti di prestazione e del Certificato di Qualificazione di Tipo Militare.

3.9.3. Nel Certificato di Qualificazione di Tipo Militare devono essere riportate le seguenti informazioni per l'esatta individuazione della configurazione oggetto di Qualificazione e delle limitazioni corrispondenti:

- denominazione dell'Aeromobile/Motore/Elica/APU e identificativo della Ditta Progettatrice;
- estremi del Capitolato Tecnico / Specifica Tecnica che definisce i requisiti di prestazione dell'Aeromobile/Motore/Elica/APU;
- configurazione del Tipo di Aeromobile/Motore/Elica/APU;
- riferimento al Certificato di Tipo Militare;
- principali caratteristiche e prestazioni.

- 3.9.4. L'Allegato Tecnico, contenente le principali caratteristiche e prestazioni, costituisce parte integrante del Certificato di Qualificazione di Tipo Aeromobile Militare.  
L'Allegato Tecnico deve riportare in un'apposita appendice (Appendice 1 "*Non Compliance*") tutti i requisiti di prestazione del Capitolato Tecnico (ovvero Specifica Tecnica), che non sono stati soddisfatti o dimostrati. In tale Appendice saranno dettagliati, per i requisiti non soddisfatti o dimostrati, i valori prestazionali effettivamente raggiunti e dimostrati dalla Ditta.  
In Allegato D si riporta un modello da considerare come linea guida per la preparazione degli Allegati Tecnici ai Certificati di Qualificazione di Tipo Aeromobile Militare.
- 3.9.5. Il Certificato di Qualificazione di Tipo Militare si basa sul Rapporto Tecnico di Qualificazione, contenente la sintesi delle valutazioni effettuate e l'elenco della documentazione di riferimento per il processo di Qualificazione stesso (Capitolato Tecnico, Piano di Qualificazione, Relazioni di Qualifica, ecc.). Il Rapporto Tecnico deve riportare in un'apposita appendice la matrice (Performance Compliance Matrix) completa con il dettaglio dei requisiti di prestazione del Capitolato Tecnico ovvero Specifica Tecnica, i relativi Means of Compliance, le relative relazioni di verifica dei requisiti Means of Evidence (MOE), il grado di rispondenza raggiunto per ciascun requisito, eventuali note e commenti aggiuntivi.  
Tale Rapporto Tecnico non è allegato al Certificato ed è custodito presso il 1° Ufficio VDT.
- 3.9.6. Se un aeromobile ha ottenuto un Certificato di Tipo Aeromobile Militare Limitato, anche il corrispondente Certificato di Qualificazione di Tipo Militare dovrà riportare tale dicitura.
- 3.9.7. I Certificati di Qualificazione di Tipo Militare sono redatti sulla base degli standard del 1° Ufficio VDT. Ciascun Certificato viene emesso in duplice originale; uno sarà conservato dalla DAA ed uno consegnato alla Ditta.
- 3.9.8. Il Certificato di Qualificazione di Tipo Militare è firmato dal Direttore o suo Delegato.
- 3.9.9. Il 1° Ufficio VDT custodirà il Certificato di Qualificazione di Tipo per dieci anni dopo la data di definitiva radiazione dall'impiego. Tale periodo è prolungato fino al termine di eventuali procedimenti d'indagine tecnica, amministrativa e giudiziaria ancora in corso. In tali circostanze la proroga di ulteriore custodia del Certificato di Qualificazione sarà soggetta a specifica valutazione.
- 3.9.10. Tutta la documentazione prodotta a supporto del processo di Qualificazione di Tipo Aeromobile dovrà essere custodita dalla Ditta detentrica del Certificato per un periodo di dieci anni dalla dismissione dell'aeromobile.

### 3.10 MODIFICHE AD UN TIPO CERTIFICATO E QUALIFICATO

Le modifiche alla configurazione di un Tipo già approvato attraverso un Certificato di Tipo e un Certificato di Qualificazione di Tipo, che possono anche variare l'involuppo d'impiego della Configurazione Base, vengono gestite in accordo alla classificazione e ai processi della norma sulla Gestione della Configurazione (AER.00-00-5).

È responsabilità della Ditta Progettatrice dell'aeromobile (o motore, elica, APU), in coordinamento con la Ditta Progettatrice della modifica se diversa dalla prima, dimostrare l'effetto della modifica sulle prestazioni e sulla airworthiness dell'aeromobile.

- 3.10.1. Il Certificato di Tipo Militare e il Certificato di Qualificazione di Tipo Militare risultano validi per la configurazione designata nel documento riportato sul Certificato stesso, e per tutte le successive modifiche autorizzate, in accordo alla norma sul Controllo di Configurazione AER.00-00-5 e ai privilegi concessi ad Organizzazioni di Progettazione Approvate secondo la norma AER.P-10.
- 3.10.2. La dimostrazione dell'effetto della modifica sulle prestazioni e sulla airworthiness dell'aeromobile verrà verificata, in coordinamento con il 1° Ufficio VDT, dalla DC che definirà la categoria della modifica.
- Le Prescrizioni Tecniche Ditta (PTD) relative a modifiche maggiori di aeromobili (o motori, eliche, APU), prima della loro autorizzazione da parte della DC, dovranno essere preventivamente sottoposte al 1° Ufficio VDT per le attività inerenti ai processi di Certificazione e Qualificazione.
- Le PTD relative a modifiche minori saranno direttamente processate dalla DC per gli adempimenti di competenza.

- 3.10.3. Al termine delle attività di Certificazione e Qualificazione della modifica il 1° Ufficio VDT della DAA comunicherà l'esito positivo delle attività di verifica svolte, rilasciando un nullaosta all'autorizzazione della PTD tramite successiva PTA. L'emissione della PTA da parte della DAA rende esecutiva la relativa PTD, autorizzando l'introduzione della modifica. Con questo atto la DAA, sulla base del progetto e della verifica della dimostrazione di rispondenza ai requisiti applicabili di responsabilità della Ditta che ha emesso la PTD, dichiara che la configurazione modificata del Tipo Aeromobile è sicura e le prestazioni soddisfatte. In alternativa, prima dell'approvazione della PTD potrà essere rilasciato o revisionato un Certificato di Omologazione per il sistema modificato, che verrà assunto quale pre-requisito dalla DC per l'autorizzazione all'introduzione della modifica tramite PTA.
- 3.10.4. In accordo alla AER-P-10, la DAA accetterà, senza ulteriori verifiche, la classificazione di una modifica presentata da una Ditta Progettatrice di un aeromobile per cui si applicano i privilegi della DOMA.
- 3.10.5. Le prove sperimentali necessarie in fase di autorizzazione all'impiego di una modifica alla configurazione (PTA) per la verifica degli impatti sulla Certificazione e Qualificazione potranno essere svolte da Enti di Forza Armata. Qualora il 1° Ufficio VDT ritenesse tali prove idonee e sufficienti alla dimostrazione di rispondenza ai requisiti applicabili, la Ditta Progettatrice riceverà tali evidenze ed emetterà la PTD senza considerare gli oneri connessi allo svolgimento delle suddette prove.

### **3.11 REVISIONE E ADDENDUM AL CERTIFICATO DI TIPO E AL CERTIFICATO DI QUALIFICAZIONE DI TIPO**

Nel presente articolo si tratta della gestione di modifiche alla configurazione di un Tipo di aeromobile (o motore, elica, APU) già riconosciuto attraverso i Certificati di Tipo e di Qualificazione di Tipo, che abbiano un effetto significativo sull'involucro d'impiego della Configurazione Base, come nei casi di trasformazioni di aeromobili.

Qualora tali modifiche alla configurazione siano da introdurre su tutti gli esemplari dello stesso Tipo base, si procede alla emissione di una Revisione ai Certificati. Quando invece, in seguito all'autorizzazione dell'introduzione della modifica, siano consentite sia la configurazione base che quella modificata, per quest'ultima si procede alla emissione di Addendum ai Certificati.

Si potrà altresì procedere ad una Revisione ai Certificati nel caso si rendano disponibili ulteriori evidenze che abbiano impatto sulla rispondenza ai requisiti applicabili.

- 3.11.1. La Revisione ai Certificati è il riconoscimento formale disposto dalla DAA della rispondenza di una nuova configurazione ai requisiti di prestazione e di airworthiness del relativo Capitolo Tecnico ovvero Specifica Tecnica. La configurazione riportata nella Revisione ai Certificati definisce la nuova configurazione base del Tipo.
- 3.11.2. L'Addendum ai Certificati è il riconoscimento formale disposto dalla DAA della rispondenza di una variante della configurazione di un Tipo, che si sviluppa su una configurazione base già certificata e qualificata, a nuovi requisiti di prestazione e di airworthiness, descritti in uno specifico Capitolo Tecnico o Specifica Tecnica.
- 3.11.3. La Ditta Progettatrice della nuova configurazione farà richiesta per il rilascio della Revisione ai Certificati presentando:
- la descrizione delle modifiche da apportare alla configurazione base;
  - i requisiti di airworthiness e di prestazione applicabili;
  - il Manuale dell'Organizzazione di Progettazione in accordo al paragrafo 3.2.2;
  - il Piano di Certificazione di Tipo in accordo al paragrafo 3.2.3;
  - il Piano di Qualificazione di Tipo in accordo al paragrafo 3.2.4.
- La Revisione ai Certificati verrà concessa dalla DAA alla Ditta già detentrica dei Certificati.



- 3.11.4. La Ditta Progettatrice della nuova configurazione farà richiesta per il rilascio dell'Addendum ai Certificati presentando:
- la descrizione delle modifiche da apportare alla configurazione base;
  - i requisiti di airworthiness e di prestazione applicabili;
  - il Manuale dell'Organizzazione di Progettazione in accordo al paragrafo 3.2.2;
  - il Piano di Certificazione di Tipo in accordo al paragrafo 3.2.3;
  - il Piano di Qualificazione di Tipo in accordo al paragrafo 3.2.4.
- L'Addendum ai Certificati verrà concesso dalla DAA alla Ditta già detentrica dei Certificati, oppure ad altra Ditta che, come esposto nel Manuale dell'Organizzazione di Progettazione, dimostri l'idoneità a progettare, certificare e qualificare le modifiche alla configurazione base o attraverso le proprie risorse interne oppure attraverso accordi con la Ditta detentrica dei Certificati.
- 3.11.5. La DAA valuterà l'idoneità dell'Organizzazione di Progettazione richiedente, l'entità delle modifiche alla configurazione di partenza per il raggiungimento della nuova configurazione e l'estensività delle nuove attività di validazione da effettuare per dimostrare la rispondenza ai requisiti applicabili.
- Sulla base di tali valutazioni la DAA deciderà se accettare la richiesta per il rilascio della Revisione ovvero Addendum ai Certificati, oppure se la Ditta Progettatrice dovrà richiedere il rilascio di nuovi Certificati per un nuovo Tipo.
- 3.11.6. Ai fini del rilascio della Revisione ovvero Addendum al Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare vale, ove applicabile e con l'opportuno mutamento dei termini, quanto prescritto dalla presente norma ai paragrafi 3.4, 3.5, 3.6, 3.7, 3.8 e 3.9.

## **3.12 PROGRAMMI DI COOPERAZIONE INTERNAZIONALE.**

Nel caso di Aeromobili sviluppati a fronte di contratti stipulati da agenzie Internazionali ovvero agenzie NATO, ovvero da agenzie bilaterali tra Italia e paesi NATO, il Vice Direttore Tecnico, considerati i Memoranda of Understanding, le procedure concordate tra i Paesi partecipanti al programma, coordinerà le relative attività di interfaccia con i programmi di Certificazione e Qualificazione ai sensi della presente Norma, tramite il 1° Ufficio VDT.

Il 1° Ufficio VDT utilizzerà i risultati dell'attività di verifica delle evidenze svolta a livello internazionale, per supportare il rilascio dei Certificati Nazionali secondo quanto previsto dalla presente Norma.

# **4 OMOLOGAZIONE**

## **4.1 GENERALITÀ**

- 4.1.1. Per l'Omologazione dei materiali aeronautici valgono le prescrizioni generali del Capitolo 2 per quanto applicabili.
- 4.1.2. Possono essere oggetto di Omologazione equipaggiamenti e sistemi essenziali al volo e allo svolgimento della missione.
- 4.1.3. Le Specifiche Tecniche degli equipaggiamenti e sistemi oggetto di Omologazione dovranno includere in sezioni separate i requisiti di prestazione e di airworthiness applicabili.

Per la definizione dei requisiti tecnici applicabili da includere nelle relative specifiche, si raccomanda di utilizzare, ove applicabile, standard tecnici riconosciuti a livello internazionale, quali per esempio

- le linee guida delle JSSG riportate in Allegato E;
- gli STANAG;
- le MIL-STD;
- i Technical Standard Order (CS-ETSO).

- 4.1.4. L'Omologazione di un equipaggiamento o sistema potrà essere rilasciata o alla sua Ditta Progettatrice o alla Ditta licenziataria o alla Ditta delegata qualora queste ultime dispongano di:
- accesso a tutti i dati di progetto della Ditta Progettatrice;
  - la capacità propria di verificare l'applicabilità e la rispondenza della documentazione tecnica emessa dalla Ditta Progettatrice a tutti i requisiti di prestazione e di airworthiness applicabili.
- 4.1.5. È necessario riconoscere la rispondenza al requisito di compatibilità dell'aeromobile rispetto a:
- quegli a.c. dei sistemi di supporto a terra (AGE) peculiari per l'aeromobile che hanno effetto diretto sull'airworthiness dello stesso;
  - gli apparecchi esterni che vengono trasportati a bordo e che possono causare interferenza elettromagnetica con i sistemi di bordo o potenziali altri rischi (per esempio incendio) per lo svolgimento in sicurezza della missione;
  - le attrezzature necessarie ad eseguire le operazioni di manutenzione dell'aeromobile che hanno effetto diretto sull'airworthiness dello stesso.
- E' facoltà della DAA chiedere, per uno specifico aeromobile, la rispondenza al requisito di compatibilità di a.c. non inclusi tra i precedenti.
- 4.1.6. La rispondenza al requisito di compatibilità suddetto dovrà essere dimostrata dalla Ditta Progettatrice dell'aeromobile, che si potrà avvalere degli elementi forniti dalla Ditta Progettatrice dell'a.c..
- In accordo alla AER-P-10, la DAA accetterà, senza ulteriori verifiche da parte del 1°Ufficio VDT, le dichiarazioni di rispondenza al requisito di compatibilità emesse da una Ditta Progettatrice che abbia conseguito la DOMA.
- 4.1.7. La Omologazione di un determinato a.c. può essere riconosciuta identificandone anche una specifica destinazione d'uso. In tale caso il riconoscimento di Omologazione include già il riconoscimento di Idoneità all'Installazione sugli aeromobili per i quali sia stata prevista l'introduzione.
- 4.1.8. Un Certificato di Omologazione risulta valido per l'a.c nella configurazione designata nel documento riportato sul Certificato stesso, e per tutte le successive modifiche autorizzate, in accordo alla norma sul Controllo di Configurazione AER.00-00-5.

## 4.2 PROCEDURA

### 4.2.1. Richiesta di Omologazione per un equipaggiamento o sistema di un aeromobile

La richiesta di Omologazione dovrà essere inoltrata dalla Ditta richiedente alla DAA 1° Ufficio VDT.

In allegato a tale richiesta dovrà essere presentata alla DAA la documentazione indicata al punto 4.2.2.

Qualora, ai sensi del paragrafo 4.1.7, venga richiesta l'Omologazione con destinazione d'uso di un equipaggiamento o sistema (e la Ditta richiedente non sia al tempo stesso anche Responsabile dell'aeromobile), la Ditta richiedente deve preventivamente assicurare l'esplicito consenso e la collaborazione di quest'ultima.

### 4.2.2. Documentazione allegata alla richiesta di Omologazione

La richiesta di Omologazione dovrà contenere i documenti e i riferimenti indicati di seguito.

- 4.2.2.1. Capitolato Tecnico (ovvero Specifica Tecnica) contenente i requisiti di prestazione e di airworthiness, in accordo al paragrafo 4.1.3.
- 4.2.2.2. Manuale dell'Organizzazione di progettazione che dimostri l'idoneità a detenere un Certificato di Omologazione, descrivendo i processi di progettazione, le design practices impiegate, le risorse impiegate, l'organizzazione aziendale, le gestione dell'omologazione, del controllo di configurazione e della gestione degli inconvenienti, il coordinamento con l'Organizzazione di Produzione.
- 4.2.2.3. Piano di Omologazione (*Qualification Program Plan*): definizione dei metodi utilizzati per dimostrare la rispondenza a ciascun requisito applicabile (*Means of Compliance*) e descrizione del programma completo delle attività di verifica per l'Omologazione, compresa la pianificazione temporale delle medesime e la dislocazione delle prove.

In Allegato F alla presente norma si riporta la lista di *Means of Compliance* applicabili per le verifiche di rispondenza ai requisiti.

#### 4.2.3. Analisi della richiesta da parte della DAA

La DAA 1° Ufficio VDT, analizzerà la documentazione presentata per giudicarne l'adeguatezza e procederà all'approvazione del Piano di Omologazione

L'approvazione del Piano di Omologazione non preclude alla DAA di richiedere alla Ditta ulteriori evidenze tecniche, resesi necessarie in aggiunta a quelle corrispondenti a Means of Compliance approvati nei piani stessi.

#### 4.2.4. Matrice di Omologazione

La Ditta preparerà una matrice di rispondenza (compliance matrix) che correla i singoli requisiti del Capitolato Tecnico ovvero della Specifica Tecnica con i metodi di dimostrazione da utilizzare (Means of Compliance - MOC) e con tutti i documenti emessi per la verifica dei requisiti (Means of Evidence - MOE).

#### 4.2.5. Prove di Omologazione

##### 4.2.5.1. Le prove di Omologazione verranno effettuate dalla Ditta richiedente su esemplari nella configurazione oggetto di Omologazione oppure su esemplari prototipici in configurazione rappresentativa di quella oggetto di Omologazione. La Ditta deve dichiarare nella procedura di prova la rappresentatività del *test item*.

La DAA potrà disporre, in accordo al paragrafo 2.8, a proprio insindacabile giudizio, circa la presenza di propri rappresentanti in qualsiasi fase delle prove stesse.

##### 4.2.5.2. La DAA potrà autorizzare la Ditta a fare effettuare le prove di Omologazione, o parte di esse, presso Enti Istituti Pubblici o Privati Laboratori Universitari Centri di Ricerca ecc. particolarmente attrezzati.

In tal caso i delegati della DAA avranno in qualunque momento libero accesso ai locali ove le prove vengono effettuate.

##### 4.2.5.3. La DAA potrà disporre che le prove di Omologazione vengano effettuate, integralmente o in parte, presso idonei Laboratori o Enti Militari. A tali Laboratori o Enti Militari potranno essere ammessi in qualità di osservatori, delegati delle Ditte richiedenti.

#### 4.2.6. Evidenze di Omologazione.

La Ditta richiedente dovrà inviare alla DAA 1° Ufficio VDT in formato digitale su supporto informatico, tutte le evidenze di Omologazione (Means of Evidence) emesse per dimostrare la rispondenza a tutti i requisiti di prestazione e di airworthiness applicabili.

#### 4.2.7. Analisi di Sicurezza

La Ditta deve fornire dati di affidabilità e un'analisi di sicurezza secondo un metodo proposto nel Piano di Omologazione ed accettato in sede di approvazione del Piano stesso.

#### 4.2.8. Software

La Ditta dovrà sviluppare e validare il Software di un equipaggiamento o sistema (ove applicabile), determinando il ciclo di vita dello stesso in funzione dei risultati dell'analisi di sicurezza per le relative funzionalità coinvolte a livello aeromobile (vedasi paragrafo 3.6).

Le norme internazionali che si possono prendere a riferimento sono la RTCA-DO-178, la ED-12B, ARP-4754 (consultabili presso il 1° Ufficio VDT) e la pubblicazione NATO AOP-52.

Ai fini dell'Omologazione, sono oggetto di accertamenti da parte della DAA le evidenze relative ai requisiti sul ciclo di vita del software di un a.c. per la prima e la seconda classe del paragrafo 3.6.1. La DAA si riserva la facoltà di effettuare accertamenti anche per le altre classi di software. La configurazione del software deve essere parte della configurazione del sistema riportata nel Certificato di Omologazione.

### 4.3 CERTIFICATI DI OMOLOGAZIONE

- 4.3.1. Al termine del processo di validazione del progetto del sistema, dopo l'esame delle relative evidenze da parte della DAA riportate nella matrice di rispondenza, la Ditta richiedente presenterà alla DAA una Dichiarazione di Rispondenza e la DAA redigerà il Certificato di Omologazione ("*System Qualification Certificate*").  
Per equipaggiamenti e sistemi, la DAA rilascerà un unico Certificato di Omologazione che formalizza la rispondenza sia ai requisiti di prestazione che di airworthiness applicabili.  
In Allegato B alla presente Norma si presentano le linee guida per la preparazione della Dichiarazione di Rispondenza e del Certificato di Omologazione.
- 4.3.2. Nel Certificato di Omologazione devono essere riportate le seguenti informazioni per l'esatta individuazione dell'equipaggiamento e sistema omologato:
- denominazione dell'equipaggiamento o sistema, e identificativo della Ditta Progettatrice;
  - configurazione omologata;
  - estremi del Capitolato Tecnico / Specifica Tecnica che definisce l'equipaggiamento o sistema;
  - eventuale destinazione d'uso (punto 4.1.7).
  - principali caratteristiche, prestazioni, limitazioni.
- 4.3.3. L'Allegato Tecnico, contenente le principali caratteristiche e prestazioni dell'equipaggiamento o sistema e le limitazioni corrispondenti, costituisce parte integrante del Certificato di Omologazione.  
L'Allegato Tecnico deve riportare in un'apposita appendice (Appendice "*Deviazioni*") tutti i requisiti del Capitolato Tecnico (ovvero Specifica Tecnica) del sistema, che non sono stati soddisfatti o dimostrati. In tale Appendice saranno dettagliati, per i requisiti non soddisfatti o dimostrati, i valori prestazionali effettivamente raggiunti e dimostrati dalla Ditta.
- 4.3.4. Il Certificato di Omologazione si basa sul Rapporto Tecnico di Omologazione, contenente la sintesi delle valutazioni effettuate e l'elenco della documentazione di riferimento per il processo di Omologazione stesso (Capitolato Tecnico, Piano di Omologazione, Relazioni di Qualifica, ecc.). Il Rapporto Tecnico deve riportare in un'apposita appendice la matrice (*Compliance Matrix*) completa con il dettaglio dei requisiti del Capitolato Tecnico ovvero Specifica Tecnica dell'equipaggiamento o sistema, i relativi *Means of Compliance*, le relative relazioni di verifica dei requisiti (MOE), il grado di rispondenza raggiunto per ciascun requisito, eventuali note e commenti aggiuntivi.  
Tale Rapporto Tecnico non è allegato al Certificato ed è custodito presso il 1° Ufficio VDT.
- 4.3.5. Un Certificato di Omologazione risulta valido per il sistema nella configurazione designata nel documento riportato sul certificato stesso, e per tutte le successive modifiche autorizzate, in accordo alle norme sul Controllo di Configurazione AER.00-00-5 .
- 4.3.6. I Certificati di Omologazione sono redatti sulla base di standard stabiliti dal 1° Ufficio VDT. Ciascun Certificato viene emesso in duplice originale; uno sarà conservato dalla DAA ed uno consegnato alla Ditta.
- 4.3.7. Il Certificato di Omologazione è firmato dal Direttore o da un suo Delegato.
- 4.3.8. I Certificati di Omologazione, emessi dal 1° Ufficio VDT, sono registrati e numerati a cura del precitato Ufficio, che custodirà il Certificato di Omologazione per un periodo di dieci anni dalla radiazione del materiale. Tale periodo è prolungato fino al termine di eventuali procedimenti d'indagine tecnica, amministrativa e giudiziaria ancora in corso. In tali circostanze la proroga di ulteriore custodia del Certificato di Omologazione sarà soggetta a specifica valutazione
- 4.3.9. Il Certificato di Omologazione può, a giudizio insindacabile della DAA essere sospeso ovvero limitato ovvero annullato nel caso in cui l'equipaggiamento o sistema abbia dato luogo ad inconvenienti in servizio, comunicati formalmente dagli Enti utilizzatori, riconducibili ad errori di progetto.  
La sospensione o l'annullamento del Certificato di Omologazione proibisce l'utilizzo del materiale precedentemente omologato.

#### 4.3.10. Omologazione Limitata

Nel caso in cui non sia dimostrato il soddisfacimento ai requisiti di prestazione e di airworthiness applicabili, si potrà dar corso, per le emergenti esigenze dell'AD, ad una Omologazione Limitata, purché venga dimostrato il soddisfacimento a un set minimo di requisiti di airworthiness concordati col 1° Ufficio VDT, che assicuri un livello di sicurezza adeguato all'uso dell'equipaggiamento o sistema.

Il prodotto dotato di "Omologazione Limitata" viene ammesso all'impiego con le istruzioni relative alle limitazioni applicabili, opportunamente dettagliate nell'Allegato Tecnico.

Nel caso di "OMOLOGAZIONE LIMITATA", il modulo del Certificato adottato deve essere distinto da un timbro rosso di grande formato portante tale dizione e l'Allegato Tecnico deve contenere la precisa delimitazione del campo entro il quale il materiale può essere impiegato. I certificati di "Omologazione limitata" sono registrati negli elenchi dei sistemi omologati, con la dicitura "LIMITATO".

- 4.3.11. Tutta la documentazione prodotta a supporto del processo di Omologazione dovrà essere custodita dalla Ditta detentrica del Certificato per un periodo di dieci anni dalla dismissione dell'a.c..

## 5 IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE

### 5.1 GENERALITÀ

- 5.1.1. La procedura di Idoneità all'Installazione si applica ai casi in cui un a.c. sia stato sviluppato ed omologato senza destinazione d'uso e che si vuole introdurre sugli Aeromobili per i quali la presente Norma è applicabile.
- 5.1.2. La richiesta di Idoneità all'Installazione di un a.c. su un determinato aeromobile può essere inoltrata d'iniziativa da parte della Ditta Progettatrice dell'aeromobile, oppure dalla Ditta Progettatrice dell'a.c. secondo la procedura di cui al punto 5.2.

### 5.2 PROCEDURA

#### 5.2.1 RICHIESTA DI ACCERTAMENTO DELLA IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE

- 5.2.1.1. Di seguito verranno dettagliate le fasi di accertamento della Idoneità all'Installazione nel caso che la richiesta venga formulata direttamente alla DAA da parte della Ditta Progettatrice del a.c..
- 5.2.1.2. La richiesta di accertamento della Idoneità all'Installazione di un a.c. su un determinato aeromobile deve essere inoltrata dalla Ditta Progettatrice alla DAA 1° Ufficio VDT e per conoscenza alla Ditta Progettatrice dell'aeromobile.
- 5.2.1.3. La Ditta Progettatrice deve comunque assicurare preventivamente l'esplicito consenso e la collaborazione della Ditta Progettatrice dell'aeromobile.

#### 5.2.2 PRIMA FASE

ESAME DELLA COMPATIBILITÀ DELLA SPECIFICA TECNICA O DEL CAPITOLATO TECNICO DELL'A.C. CON I REQUISITI DI INSTALLAZIONE O CON I REQUISITI DI ALLESTIMENTO DELL'A.C. DI LIVELLO SUPERIORE O DELL'AEROMOBILE.

- 5.2.2.1. Tale esame viene fatto dalla Ditta Progettatrice dell'a.c. in coordinamento con la Ditta Progettatrice dell'aeromobile. La Ditta Progettatrice dell'a.c. presenterà alla DAA i risultati di tale esame.
- 5.2.2.2. Se i risultati di tale esame sono positivi la Ditta Progettatrice dovrà specificare in un apposito Piano quali prove d'integrazione ovvero di pratico impiego essa ritenga che debbano essere effettuate in laboratorio sull'a.c. stesso e/o sull'a.c. di livello superiore o sull'aeromobile, per accertare definitivamente la compatibilità di cui sopra e quindi l'idoneità all'installazione dell'a.c. proposto.
- 5.2.2.3. A tale riguardo la Ditta Progettatrice dell'aeromobile e/o la Ditta Progettatrice dell'a.c. di livello superiore coordinerà gli aspetti tecnici di integrazione con la Ditta proponente l'a.c..

### 5.2.3 **SECONDA FASE**

DEFINIZIONE DELLE VERIFICHE PER L'ACCERTAMENTO DELLA IDONEITÀ ALL'INSTALLAZIONE.

- 5.2.3.1. La DAA sulla base della richiesta contenuta nella proposta della Ditta proponente, avuto il parere positivo della Ditta Progettatrice dell'aeromobile e/o della Ditta Progettatrice dell'a.c. di livello superiore, approverà il programma di verifiche (nonché i *Means of Compliance*) necessarie per la dimostrazione dell'Idoneità all'Installazione.

### 5.2.4 **TERZA FASE**

ESECUZIONE DELLE VERIFICHE

- 5.2.4.1. Le prove di integrazione/compatibilità verranno effettuate presso la Ditta proponente ovvero la Ditta Progettatrice dell'aeromobile e/o la Ditta Progettatrice dell'a.c. di livello superiore, secondo il programma concordato con la DAA e sotto la eventuale sorveglianza di rappresentanti della DAA, in accordo al paragrafo 2.8.
- 5.2.4.2. La DAA potrà accettare che la Ditta proponente effettui le prove, o parte di esse, presso Enti Istituti Pubblici o privati, Laboratori Universitari, Centri di Ricerca ecc. giudicati idonei.
- 5.2.4.3. La DAA potrà anche disporre che le prove di integrazione/compatibilità vengano effettuate presso ed a cura di idonei Laboratori o Enti Militari o presso il Reparto Sperimentale di Volo dell'AM o presso Reparti operativi dell'AM.  
A tali Laboratori od Enti Militari potranno essere ammessi, in qualità di osservatori, delegati sia della Ditta proponente che della Ditta Progettatrice dell'aeromobile e/o della Ditta Progettatrice dell'a.c. di livello superiore.

### 5.2.5 **RELAZIONE SULLE PROVE DI IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE**

- 5.2.5.1. La Relazione finale sulle prove di Idoneità all'Installazione verrà redatta dalla Ditta proponente ovvero Ditta Progettatrice dell'aeromobile e/o della Ditta Progettatrice dell'a.c. di livello superiore e trasmessa al 1° Ufficio VDT.  
Tale Relazione finale dovrà contenere una dichiarazione formale di rispondenza ai requisiti di integrazione/compatibilità del sistema su cui è prevista l'installazione, firmata sia dal Direttore Tecnico (o suo delegato) della Ditta Progettatrice del sistema sostituyente che della Ditta Progettatrice dell'aeromobile.

### 5.3 **IDONEITÀ ALL'INSTALLAZIONE RICHIESTA DALLA DITTA PROGETTATRICE DELL'A.C. DI LIVELLO SUPERIORE OVVERO DALLA DITTA PROGETTATRICE DELL'AEROMOBILE**

- 5.3.1. Nel caso che la richiesta di Idoneità all'Installazione venga avanzata dalla Ditta Progettatrice dell'aeromobile ovvero dalla Ditta Progettatrice dell'a.c. di livello superiore sul quale si vuole installare l'a.c., valgono le fasi di cui al precedente punto 5.2 con l'esclusione della prima fase che si considererà già effettuata dalla Ditta richiedente.

### 5.4 **CERTIFICATI DI IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE**

- 5.4.1. Il Certificato di Idoneità alla installazione verrà redatto dalla DAA, 1° Ufficio VDT, dopo aver esaminato tutta la documentazione ed i risultati delle prove effettuate.  
Il Capo del 1° Ufficio VDT, dopo l'esame della documentazione, proporrà il rilascio del Certificato di Idoneità all'Installazione.
- 5.4.2. Il Certificato di Idoneità alla Installazione dovrà contenere le informazioni essenziali atte ad individuare univocamente la configurazione dell'a.c. nonché l'esatta configurazione dell'a.c. di livello superiore o dell'aeromobile su cui è stata richiesta l'Idoneità all'Installazione.
- 5.4.3. L'Allegato Tecnico, contenente le principali caratteristiche e prestazioni dell'a.c. e le limitazioni di progetto corrispondenti, costituisce parte integrante del Certificato di Idoneità all'Installazione.

- 5.4.4. Il Certificato di Idoneità all'Installazione deve fare riferimento al Rapporto Tecnico di Idoneità all'Installazione, contenente la sintesi delle valutazioni effettuate e l'elenco della documentazione di riferimento per il processo di Idoneità all'Installazione stesso. Tale Rapporto Tecnico non è allegato al Certificato ed è custodito presso il 1° Ufficio VDT.
- 5.4.5. I Certificati di Idoneità all'Installazione sono emessi sulla base di standard del 1° Ufficio VDT. Ciascun Certificato viene emesso in duplice originale; uno sarà conservato dalla DAA ed uno consegnato alla Ditta.
- 5.4.6. I Certificati di Idoneità all'Installazione sono firmati dal Direttore della DAA o suo delegato. Il 1° Ufficio VDT custodirà il Certificato di Idoneità per un periodo di dieci anni dalla definitiva radiazione dall'impiego dell'a.c. interessato. Tale periodo è prolungato fino al termine di eventuali procedimenti d'indagine tecnica, amministrativa e giudiziaria ancora in corso. In tali circostanze la proroga di ulteriore custodia del Certificato di Idoneità all'Installazione sarà soggetta a specifica valutazione.
- 5.4.7. I Certificati di Idoneità devono essere tutti registrati e numerati a cura del 1° Ufficio, che ne conserverà copia dell'originale e tutta la documentazione tecnica relativa.
- 5.4.8. Il Certificato di Idoneità all'Installazione può, a giudizio insindacabile della DAA, essere sospeso ovvero limitato ovvero annullato nel caso in cui l'a.c. abbia dato luogo ad inconvenienti in servizio comunicati formalmente dagli Enti utilizzatori.  
La sospensione o l'annullamento del Certificato di Idoneità all'Installazione inibirà/proibirà l'utilizzo dell'a.c. precedentemente riconosciuto idoneo.
- 5.4.9. Tutta la documentazione prodotta a supporto del processo di Idoneità all'Installazione dovrà essere custodita dalla Ditta detentrica del Certificato per un periodo di dieci anni dalla dismissione dell'a.c..

## **5.5 RICONOSCIMENTO DI IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE RICONOSCIUTA DA ALTRI ENTI GOVERNATIVI O AUTORITÀ**

- 5.5.1. La DAA deciderà caso per caso, in base al processo e ai regolamenti seguiti, di recepire il riconoscimento di Idoneità all'Installazione accertato e formalmente riconosciuto da altri Enti governativi o Autorità di Certificazione italiani o esteri, militari o civili, procedendo analogamente a come richiesto nella sezione 2.4.

## **6 STANDARD DEI CERTIFICATI**

- 6.1. Gli standard relativi ai Certificati di Omologazione, Certificati di Tipo Militare, Certificati di Qualificazione di Tipo Militare, Certificati di Idoneità all'Installazione sono riportati in lingua italiana e inglese negli Allegati A, B, C della presente Norma.
- 6.2. La DAA potrà variare la forma tipografica di detti standard nell'intento di renderli più appropriati allo scopo da raggiungere, senza che ciò renda necessario una riedizione approvata della presente Norma.

## ALLEGATI



LOGO DELLA DITTA RICHIEDENTE IL  
CERTIFICATO DI OMOLOGAZIONE DI TIPO AEROMOBILE MILITARE

**DICHIARAZIONE DI RISPONDENZA  
AI REQUISITI DI AIRWORTHINESS  
DEL CAPITOLATO TECNICO/SPECIFICA TECNICA  
DELL'AEROMOBILE (o MOTORE, o ELICA, o APU) \_\_\_\_\_**

**Riferimenti:**

1. Capitolato Tecnico/Specifica Tecnica \_\_\_\_\_ del \_\_\_\_\_
2. AER.P-2, Edizione del \_\_\_\_\_
3. Piano di Certificazione \_\_\_\_\_ del \_\_\_\_\_
4. Matrice di *Compliance* \_\_\_\_\_, Revisione \_\_\_\_ del \_\_\_\_\_
5. Documento di configurazione di progetto (*Design Standard*) \_\_\_\_\_ del \_\_\_\_\_

**Applicabilità:** AEROMOBILE (o MOTORE, o ELICA, o APU) \_\_\_\_\_ P/N \_\_\_\_\_

Per conto della Ditta \_\_\_\_\_

**d i c h i a r o**

che l'aeromobile (o motore, o elica, o APU) \_\_\_\_\_ nella configurazione "as designed" in Riferimento 5

**r i s p o n d e**

ai requisiti di airworthiness del Capitolato Tecnico/Specifica Tecnica in Riferimento 1.

Le attività di dimostrazione di rispondenza ai requisiti di airworthiness del Capitolato Tecnico/Specifica Tecnica sono raccolte nel Riferimento 4.

Le attività di dimostrazione di rispondenza al Capitolato Tecnico/Specifica Tecnica hanno dimostrato che l'aeromobile (o motore, o elica, o APU) \_\_\_\_\_ P/N \_\_\_\_\_ è aeronavigabile, purché esso sia utilizzato e mantenuto in efficienza in accordo alle istruzioni e limitazioni definite nei manuali applicabili.

La Ditta si assume le responsabilità conseguenti all'essere detentrica del Certificato di Tipo Militare rilasciato dal Ministero della Difesa, Direzione degli Armamenti Aeronautici, per quanto riguarda il controllo di configurazione, la gestione degli inconvenienti, il coordinamento tra l'Organizzazione di Progettazione e l'Organizzazione di Produzione, l'archiviazione della documentazione, la redazione dei manuali, le istruzioni per il mantenimento dello stato di aeronavigabilità.

FIRMA del DIRETTORE TECNICO (o suo delegato)

\_\_\_\_\_

**MINISTERO DELLA DIFESA**

Segretariato Generale della Difesa e Direzione Nazionale Armamenti  
Direzione degli Armamenti Aeronautici

## **CERTIFICATO DI TIPO MILITARE**

### **N° ...**

Si dichiara che l'aeromobile (oppure il motore, l'elica, l'APU) (*MDS, versione, P/N*), progettato dalla ditta (*Identificazione della DRS*), nella configurazione base identificata dal documento (*Riferimento al documento di configurazione*) è stato certificato in accordo alla *norma AER.P-2 edizione ...*.

Il presente certificato:

- viene rilasciato alla ditta:

*(Nome e Indirizzo della Ditta detentrica)*

- sancisce la rispondenza ai requisiti di aeronavigabilità del **Capitolato Tecnico / Specifica Tecnica N° ....**, a meno delle *non-compliance* riportate nell'Appendice ... dell'Allegato Tecnico;
- dichiara l'aeronavigabilità all'interno delle limitazioni riportate nell'Allegato Tecnico;
- è basato sulle evidenze tecniche presentate dalla ditta (*Identificazione della DRS*) e sulle valutazioni tecniche effettuate dalla **Direzione degli Armamenti Aeronautici** in conformità alla Norma **AER.P-2** e riassunte nel **Rapporto Tecnico di Certificazione N°.....** depositato presso la **Direzione degli Armamenti Aeronautici - Vice Direzione Tecnica 1° Ufficio**.

Roma,

**IL DIRETTORE**  
*(o suo delegato)*

**MINISTRY OF DEFENCE**

Secretariat General of Defence and National Armaments Directorate  
Air Armaments Directorate

**MILITARY TYPE CERTIFICATE****N° ...**

It is hereby declared that the aircraft (or the engine, propeller, APU) (**MDS , version and P/N**), designed by (**SDR identification**), for the configuration described in document (**reference to Design Standard Configuration Document**), has been certified according to **AER.P-2 regulation edition ...**.

This certificate:

- is released to company:  
**(Certificate Holder Name and Address)**
- declares compliance to the airworthiness requirements of the **Technical Specification / Capitolato Tecnico N°.....** except for the non-compliances reported in the **Military Type Certificate Data Sheet Appendix ...;**
- declares the Aircraft airworthiness within the limitations reported in the Military Type Certificate Data Sheet;
- is based on the technical evidences presented by (**SDR identification**), and on the technical evaluations performed by **Air Armaments Directorate** according to **AER.P-2** regulation requirements and summarized in the **Certification Technical Report N°....** filed in **Air Armaments Directorate - Vice Technical Directorate 1<sup>st</sup> Office**.

Rome,

**THE GENERAL MANAGER**  
**AIR ARMAMENTS DIRECTORATE**  
**(or his deputy)**

LOGO DELLA DITTA RICHIEDENTE IL  
CERTIFICATO DI OMOLOGAZIONE DI TIPO AEROMOBILE MILITARE

**DICHIARAZIONE DI RISPONDENZA  
AI REQUISITI DI PRESTAZIONE  
DEL CAPITOLATO TECNICO/SPECIFICA TECNICA  
DELL'AEROMOBILE (o MOTORE, o ELICA, o APU) \_\_\_\_\_**

**Riferimenti:**

1. Capitolato Tecnico/Specifica Tecnica \_\_\_\_\_ del \_\_\_\_\_
2. AER.P-2, Edizione del \_\_\_\_\_
3. Piano di Qualificazione \_\_\_\_\_ del \_\_\_\_\_
4. Matrice di *Compliance* \_\_\_\_\_, Revisione \_\_ del \_\_\_\_\_
5. Documento di configurazione di progetto (*Design Standard*) \_\_\_\_\_ del \_\_\_\_\_

**Applicabilità:** AEROMOBILE (o MOTORE, o ELICA, o APU) \_\_\_\_\_ P/N \_\_\_\_\_

Per conto della Ditta \_\_\_\_\_

**d i c h i a r o**

che l'aeromobile (o motore, o elica, o APU) \_\_\_\_\_ nella configurazione "as designed" in Riferimento 5

**r i s p o n d e**

ai requisiti di prestazione del Capitolato Tecnico/Specifica Tecnica in Riferimento 1.

Le attività di dimostrazione di rispondenza ai requisiti di prestazione del Capitolato Tecnico/Specifica Tecnica sono raccolte nel Riferimento 4.

Le attività di dimostrazione di rispondenza al Capitolato Tecnico/Specifica Tecnica hanno inoltre dimostrato che l'aeromobile (o motore, o elica, o APU) \_\_\_\_\_ P/N \_\_\_\_\_ è aeronavigabile, purché esso sia utilizzato e mantenuto in efficienza in accordo alle istruzioni e limitazioni definite nei manuali applicabili.

La Ditta si assume le responsabilità conseguenti all'essere detentrica del Certificato di Tipo Militare rilasciato dal Ministero della Difesa, Direzione degli Armamenti Aeronautici, per quanto riguarda il controllo di configurazione, la gestione degli inconvenienti, il coordinamento tra l'Organizzazione di Progettazione e l'Organizzazione di Produzione, l'archiviazione della documentazione, la redazione dei manuali, le istruzioni per il mantenimento dello stato di aeronavigabilità.

FIRMA del DIRETTORE TECNICO (o suo delegato)

\_\_\_\_\_

**MINISTERO DELLA DIFESA**

Segretariato Generale della Difesa e Direzione Nazionale Armamenti  
Direzione degli Armamenti Aeronautici

## **CERTIFICATO DI QUALIFICAZIONE DI TIPO MILITARE N° ...**

Si dichiara che l'aeromobile (*MDS, versione, P/N*), progettato dalla ditta (*Identificazione della DRS*), nella configurazione base identificata dal documento (*Riferimento al documento di configurazione*) è stato qualificato in accordo alla norma **AER.P-2 edizione ...**.

Il presente certificato:

- viene rilasciato alla ditta:  
**(Nome e Indirizzo della Ditta detentrica)**
- sancisce la rispondenza ai requisiti di prestazione del **Capitolato Tecnico / Specifica Tecnica N° ....**, a meno delle *non-compliance* riportate nell'Appendice ... dell'Allegato Tecnico;
- è basato sulle evidenze tecniche presentate dalla ditta (*Identificazione della DRS*) e sulle valutazioni tecniche effettuate dalla **Direzione degli Armamenti Aeronautici** in conformità alla Norma **AER.P-2** e riassunte nel **Rapporto Tecnico di Qualificazione N°.....** depositato presso la **Direzione degli Armamenti Aeronautici - Vice Direzione Tecnica 1° Ufficio**.

Roma,

**IL DIRETTORE**  
(o suo delegato)

**MINISTRY OF DEFENCE**

Secretariat General of Defence and National Armaments Directorate  
Air Armaments Directorate

## **MILITARY TYPE QUALIFICATION CERTIFICATE**

**N° ...**

It is hereby declared that the aircraft (*MDS , version and P/N*), designed by (*SDR identification*), for the configuration described in document (*reference to Design Standard Configuration Document*), has been qualified according to **AER.P-2 regulation edition ...** .

This certificate:

- is released to company:  
*(Certificate Holder Name and Address)*
- declares compliance to the performance requirements of the **Technical Specification / Capitolato Tecnico N°.....** except for the non-compliances reported in the **Military Type Qualification Certificate Data Sheet Appendix ....**;
- is based on the technical evidences presented by (*SDR identification*), and on the technical evaluations performed by **Air Armaments Directorate** according to **AER.P-2** regulation requirements and summarized in the **Qualification Technical Report N°....** filed in **Air Armaments Directorate - Vice Technical Directorate 1<sup>st</sup> Office**.

Rome,

**THE GENERAL MANAGER**  
**AIR ARMAMENTS DIRECTORATE**  
*(or his deputy)*

LOGO DELLA DITTA RICHIEDENTE IL  
CERTIFICATO DI OMOLOGAZIONE

**DICHIARAZIONE DI RISPONDENZA  
AL CAPITOLATO TECNICO/SPECIFICA TECNICA  
DEL SISTEMA \_\_\_\_\_**

**Riferimenti:**

1. Capitolato Tecnico/Specifica Tecnica \_\_\_\_\_ del \_\_\_\_\_
2. AER.P-2, Edizione del \_\_\_\_\_
3. Piano di Omologazione \_\_\_\_\_ del \_\_\_\_\_
4. Matrice di *Compliance* \_\_\_\_\_, Revisione \_\_ del \_\_\_\_\_
5. Documento di configurazione di progetto (*Design Standard*) \_\_\_\_\_ del \_\_\_\_\_

**Applicabilità:** SISTEMA \_\_\_\_\_ P/N \_\_\_\_\_

Per conto della Ditta \_\_\_\_\_

**d i c h i a r o**

che il sistema \_\_\_\_\_ nella configurazione "*as designed*" in Riferimento 5

**r i s p o n d e**

al Capitolato Tecnico/Specifica Tecnica in Riferimento 1.

Le attività di dimostrazione di rispondenza al Capitolato Tecnico/Specifica Tecnica sono raccolte nel Riferimento 4.

Le attività di dimostrazione di rispondenza al Capitolato Tecnico/Specifica Tecnica hanno dimostrato che il sistema \_\_\_\_\_ P/N \_\_\_\_\_ è aeronavigabile, purché esso sia utilizzato e mantenuto in efficienza in accordo alle istruzioni e limitazioni definite nei manuali applicabili.

La Ditta si assume le responsabilità conseguenti all'essere detentrica del Certificato di Omologazione rilasciato dal Ministero della Difesa, Direzione degli Armamenti Aeronautici, per quanto riguarda il controllo di configurazione, la gestione degli inconvenienti, il coordinamento tra l'Organizzazione di Progettazione e l'Organizzazione di Produzione, il coordinamento tra l'Organizzazione di Progettazione del sistema e l'Organizzazione di Progettazione dell'aeromobile/aeromobili che ne costituiscono/constituiranno la destinazione d'uso (quando applicabile), l'archiviazione della documentazione, la redazione dei manuali (quando applicabile), le istruzioni per il mantenimento dello stato di aeronavigabilità.

FIRMA del DIRETTORE TECNICO (o suo delegato)

\_\_\_\_\_

**MINISTERO DELLA DIFESA**

Segretariato Generale della Difesa e Direzione Nazionale Armamenti  
Direzione degli Armamenti Aeronautici

# **CERTIFICATO DI OMOLOGAZIONE**

## **N° .....**

Si certifica che il sistema (*denominazione del sistema*)

.....  
progettato dalla Ditta (*dati identificativi della Ditta Progettatrice*)  
.....  
nella configurazione (*referimento ai documenti di configurazione / PN*)  
.....,

è stato omologato in accordo alla norma AER-P-2 edizione ... .

Il presente certificato

- viene rilasciato alla Ditta (*dati identificativi della Ditta detentrice*)
- sancisce la rispondenza ai requisiti di prestazione e sicurezza del Capitolato Tecnico/Specifica Tecnica N°....., a meno delle *non-compliance* riportate nell'Appendice dell'Allegato Tecnico
- è basato sulle evidenze tecniche presentate dalla Ditta .....(*Ditta detentrice*) e sulle valutazioni tecniche effettuate dalla D.G.A.A. in conformità alla Norma AER-P-2 e riassunte nel Rapporto Tecnico di Omologazione N°..... , depositato presso la D.G.A.A.-U.G.C.T.-3° Ufficio.

Roma,

**IL DIRETTORE**  
(*o suo delegato*)



**MINISTRY OF DEFENCE**

Secretariat General of Defence and National Armaments Directorate  
Air Armaments Directorate

# SYSTEM QUALIFICATION CERTIFICATE

## N° .....

It is hereby certified that the system (*system identification*).....  
designed by the Company (*designer Company identification*) .....  
for the configuration (*reference to the system design configuration document / PN*)...,  
has been qualified according to regulation AER-P-2 edition ... .

**This Certificate**

- is released to the Company (*Certificate holder identification*)
- declares compliance to the performance and safety requirements of the System Technical Specification N° ....., except for the non-compliances reported in the Technical Data Sheet Appendix
- is based on the technical evidences presented by the above mentioned Company .....(*Certificate holder*) and on the technical evaluations performed by D.G.A.A., according to AER-P-2 regulation requirements and summarized in the Qualification Technical Report N°... filed in D.G.A.A. – Technical Coordination General Office.

Roma,

**THE GENERAL MANAGER**  
**AIR ARMAMENT DIRECTORATE**  
(*or his deputy*)

**MINISTERO DELLA DIFESA**

Segretariato Generale della Difesa e Direzione Nazionale Armamenti  
Direzione degli Armamenti Aeronautici

# **CERTIFICATO DI IDONEITÀ ALL'INSTALLAZIONE N° .....**

Si certifica che il sistema (denominazione del sistema)

.....  
progettato dalla Ditta (*dati identificativi completi della Ditta*) .....  
omologato in data (*data di omologazione*) ..... con certificato (*estremi del certificato*).....  
è idoneo alla installazione, in accordo alla norma AER-P-2 edizione ... ,  
sull'aeromobile (*destinazione d'uso*) .....

Il presente certificato:

- viene rilasciato alla Ditta (*dati identificativi della Ditta detentrici*) .....
- sancisce la rispondenza ai requisiti di integrazione/compatibilità del sistema su cui viene installato
- vincola l'uso all'aeromobile (*destinazione d'uso*).....  
con le limitazioni riportate nell'Allegato Tecnico
- è basato sulle evidenze tecniche di verifica prodottepresentate dalla Ditta (*identificativo della Ditta responsabile delle verifiche: Ditta Responsabile di Sistema dell'Aeromobile oppure Ditta Progettatrice del presente sistema*)detentrici e sulle valutazioni tecniche effettuate dalla DAA in conformità alla Norma AER-P-2 e riassunte nel Rapporto Tecnico di Idoneità all'Installazione N°..... depositato presso la DAA-VDT 1° Ufficio.

Roma,

**IL DIRETTORE**  
(o suo delegato)

**MINISTRY OF DEFENCE**

Secretariat General of Defence and National Armaments Directorate  
Air Armaments Directorate

**FIT-FOR-INSTALLATION CERTIFICATE****N° .....**

It is hereby certified that the system (*system identification*).....  
designed by the Company (*designer Company identification*) .....  
qualified on date (*date of Qualification Certificate issue*) .....  
with the System Qualification Certificate N° .....  
for the configuration (*reference to the system design configuration document / PN*) .....  
and any further approved design change,

according to AER-P-2 regulation edition ... , has been recognized fit for installation  
on the Aircraft (*destination*) .....

**This Certificate**

- is released to the Company (*Certificate holder identification*)
- declares compliance to the integration/compatibility requirements of the destination Aircraft
- limits system installation on (*Aircraft destination*) .....  
within the design limitations reported in the Technical Data Sheet
- is based on the technical verification evidences made presented by the Company ..... (*identification of the Company certificate holder*) responsible of the verification activities: either the Aircraft Design Responsible Company or the system designer Company) and on the technical evaluations performed by DAA, according to AER-P-2 regulation requirements and summarized in the Fit-for-Installation Technical Report N°... filed in DAA – VDT-1° Office.

Roma,

**THE GENERAL MANAGER**  
**AIR ARMAMENT DIRECTORATE**  
(*or his deputy*)

Il presente Allegato alla Norma AER.P-2 fornisce le linee Guida per la preparazione dell'Allegato Tecnico al Certificato di Tipo Aeromobile Militare e al Certificato di Qualificazione di Tipo Aeromobile Militare.

## **ALLEGATO TECNICO AL CERTIFICATO DI TIPO AEROMOBILE MILITARE**

### **PREMESSA**

Il presente documento definisce le principali caratteristiche e limitazioni dell'aeromobile \_\_\_\_\_, configurato secondo quanto descritto nel *Design Configuration Document* \_\_\_\_\_ del \_\_\_\_\_ e progettato a fronte dei requisiti di airworthiness concordati contrattualmente nel Capitolato Tecnico (o Specifica Tecnica) N° \_\_\_\_\_ edizione \_\_\_\_\_ - Parte II.

### **1 GENERALE**

#### **1.1 VELIVOLO TIPO \_\_\_\_\_**

Descrizione generale dell'aeromobile \_\_\_\_\_,

#### **1.2 CERTIFICATO DI TIPO MOTORE, ELICA e APU**

Certificato di Tipo Motore N° \_\_\_\_\_, rilasciato da \_\_\_\_\_

Certificato di Tipo Elica N° \_\_\_\_\_, rilasciato da \_\_\_\_\_ (ove applicabile)

Certificato di Tipo APU N° \_\_\_\_\_, rilasciato da \_\_\_\_\_ (ove applicabile)

#### **1.3 CARATTERISTICHE GEOMETRICHE**

Dimensioni (con tritico dell'aeromobile)

Piano di Riferimento

Mezzi di livellamento

Ecc.

#### **1.4 EQUIPAGGIO**

#### **1.5 CARICO PAGANTE**

#### **1.6 ARMAMENTI, ALLESTIMENTI OPERATIVI ED EQUIPAGGIAMENTI VARI**

ESEMPIO:

ARMAMENTI (tipi, quantità, allocazione, ecc. degli armamenti)

TRASPORTO PALLET (tipi, quantità, allocazione, pesi, ecc dei pallet.)

TRASPORTO TRUPPE (numero, allocazione, equipaggiamenti dei soldati, dei paracadutisti, ecc.)

Il velivolo è inoltre dotato di:

Kit pronto \_\_\_\_\_

Estintore \_\_\_\_\_

Ecc. \_\_\_\_\_

Il velivolo è compatibile con l'impiego dei seguenti equipaggiamenti in dotazione alla F.A.:

- Paracadute dorsale P/N : \_\_\_\_\_

- Casco protettivo tipo: \_\_\_\_\_

I sedili sono inoltre ottimizzati per l'impiego del paracadute tipo \_\_\_\_\_

Ecc. \_\_\_\_\_

## 1.7 ATTREZZATURE AUSILIARIE

ESEMPIO:

Predisposizioni per il traino a terra \_\_\_\_\_.  
Predisposizioni per il sollevamento su cavalletti  
Predisposizioni per l'ancoraggio  
Predisposizioni per il sollevamento a mezzo brache

## 2. LIMITI OPERATIVI

N.B. Riportare nell'Allegato Tecnico la dicitura: "I LIMITI OPERATIVI RIPORTATI NEL PRESENTE ALLEGATO TECNICO AL CERTIFICATO DI TIPO AEROMOBILE MILITARE VANNO OBBLIGATORIAMENTE RIPORTATI IN MODO CHIARO E PRECISO NELLE PUBBLICAZIONI TECNICHE OPERATIVE APPLICABILI".

### 2.1. TIPI DI OPERAZIONE e RELATIVI LIMITI:

Regole di volo (VFR, IFR, atterraggio ILS, ecc.)  
Volo diurno e/o notturno  
Eventuale NVG (*Night Vision Goggles*)  
Limiti di campo di frequenze esterne per la comunicazione  
Atterraggio e decollo su piste particolari  
Eventuale lancio col paracadute  
Eventuale limite di velocità per eiezione seggiolino o apertura tettuccio in volo  
Limiti legati al lancio/sgancio degli armamenti  
Limiti legati all'avio-lancio di pallets e/o truppe di paracadutisti  
Ecc.

#### N.B. PER GLI APR

*Riportare la distanza operativa minima da siti e installazioni i cui danni potrebbero comportare rischi gravi per la popolazione o per l'ambiente (e.g. centrali chimiche, gasometri, ecc.).*

*Qualora la probabilità di perdita del sistema per ora di volo sia inferiore alla probabilità di evento catastrofico per ora di volo, riportare quanto segue:*

- *la stima preliminare della densità di popolazione media derivante dalle analisi di safety;*
- *tutti i dati necessari per il calcolo della probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo relativa a una fissata missione:*
  - *probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo;*
  - *probabilità di perdita del sistema per ora di volo (sia per le fasi decollo/atterraggio che per le altre);*
  - *probabilità di perdita di un eventuale sistema di recupero;*
  - *larghezza dell'area di buffer (in base alle traiettorie di discesa peggiori legate alle failure del sistema);*
  - *area di dispersione detriti al suolo per impatti a bassa energia (con paracadute di recupero);*
  - *area di dispersione detriti al suolo per impatti a media energia (nelle fasi di salita e di approccio);*
  - *area di dispersione detriti al suolo per impatti a alta energia.*

### 2.2. CONDIZIONI AMBIENTALI

Condizioni di Temperatura estreme  
Condizioni di Ghiaccio  
Condizioni meteorologiche  
Compatibilità elettromagnetica  
Livelli di rumore velivolo  
Ecc.

### 2.3. LIMITI OPERATIVI DI VELOCITA' / MACH

Diagramma dell'involuppo di volo (Mach vs Altitude)

Massima velocità/Mach operativa (limiti da non superare deliberatamente in ogni regime di volo)

Velocità di manovra (velocità entro la quale le forze aerodinamiche non sono tali da generare fattori di carico superiori a quelli massimi ammissibili)

Velocità di minimo controllo (massima velocità a cui è ancora possibile controllare l'aeromobile con un motore critico in avaria (il più lontano dal piano di simmetria), assicurando una traiettoria di volo rettilinea con un limitato angolo di derapata)

Velocità massima consentita in volo con carrello estratto

#### 2.4. LIMITI DI PESO e BARICENTRO

Peso a vuoto

Peso massimo al decollo

Peso minimo di volo

Peso massimo senza combustibile in ala

Altri eventuali limiti di peso necessari per l'impiego in sicurezza dell'aeromobile

Inviluppo di peso e centraggio

NOTA 1: Per il peso a vuoto e i limiti di escursione del baricentro precisare anche le tolleranze minima e massima entro i quali può essere accettato l'aeromobile al collaudo.

#### 2.5. LIMITI DI IMPIEGO DEL SISTEMA PROPULSIVO

#### 2.6. LIMITI DI IMPIEGO DELL'AUXILIARY POWER UNIT

#### 2.7. LIMITI DI QUOTA (massima quota operativa)

#### 2.8. DECOLLO E ATTERRAGGIO

Velocità massima consentita con ipersostentatori estesi (in configurazioni Take-Off & Landing)

Velocità estrazione/retrazione carrello in volo

Velocità verticale di contatto per l'atterraggio

Venti trasversale e in coda ammissibili

Eventuali altre

#### 2.9. LIMITI OPERATIVI IN CONDIZIONI DI FAILURE

Precisare, ove applicabile, tutti i limiti di impiego derivanti da condizioni di *failure*.

Ove l'analisi di sicurezza determini procedure di attenuazione dei rischi Critici e Catastrofici in condizioni di failure che coinvolgono azioni da parte dell'equipaggio, descriverle in questa sezione.

N.B. Riportare nell'Allegato Tecnico la dicitura: "TALI OPERAZIONI VANNO OBBLIGATORIAMENTE RIPORTATE IN MODO CHIARO E PRECISO NELLE PUBBLICAZIONI TECNICHE OPERATIVE APPLICABILI".

### 3. LIMITAZIONI DI PROGETTO

#### 3.1. AEROSTRUTTURA

Configurazioni aerostutturali (carichi appesi, posizioni dei flap, posizioni degli slat, ecc.)

Velocità di progetto:  $V_a$  (Velocità di manovra);  $V_d$  (Velocità "dive"); altre velocità caratteristiche di progetto (legate al calcolo dei carichi sul velivolo)

Fattori di carico di progetto: inserire sempre il diagramma di manovra  $n$ - $V$  per ogni configurazione aerodinamica

Fattori di sicurezza

#### 3.2. PROPULSIONE: caratteristiche principali e limitazioni di progetto del gruppo propulsivo

Velocità minima di funzionamento

Inviluppo di riaccensione

Limiti di *windmillig*

Ecc.

## 3.3. SISTEMI MAGGIORI: caratteristiche principali e limitazioni di progetto

FLIGHT CONTROL SYSTEM

SISTEMA DI NAVIGAZIONE

SISTEMA DI COMUNICAZIONE

SISTEMA RAFFREDDAMENTO ARIA CABINA

SISTEMA ELETTRICO

SISTEMA LUBRIFICANTE

SISTEMA COMBUSTIBILE

SISTEMA ARMAMENTO

SISTEMA ILLUMINAZIONE

SISTEMA ANTIGHIACCIO

Altri sistemi essenziali al volo e/o alla missione

Riportare i limiti indicati sugli strumenti principali

## 4. SOFTWARE

Il presente Certificato di Tipo Aeromobile Militare si applica alla seguente configurazione Software:

\_\_\_\_\_ (precisare l'identificativo della configurazione certificata del software per l'aeromobile e i vari sistemi maggiori),

definita nel documento

\_\_\_\_\_ (individuare il Software Configuration Index, come espresso nella RTCA DO-178B)

## 5. SAFETY

Probabilità cumulativa di evento catastrofico a livello aeromobile

## 6. VITA

LIMITE DI IMPIEGO CALENDARIALE (legato anche agli aspetti di corrosione)

N.B. Riportare nell'Allegato Tecnico la dicitura: "TALE LIMITE VA OBBLIGATORIAMENTE RIPORTATO IN MODO CHIARO E PRECISO NELLE PUBBLICAZIONI TECNICHE OPERATIVE APPLICABILI".

VITA A FATICA:

- criterio di fatica (safe life, fail safe, durability & damage tolerance)
- vita a fatica (ore di volo, numero di voli, numero di atterraggi)

N.B. Riportare nell'Allegato Tecnico la dicitura: "TALE LIMITE DI VITA A FATICA VA OBBLIGATORIAMENTE RIPORTATO IN MODO CHIARO E PRECISO NELLE PUBBLICAZIONI TECNICHE OPERATIVE APPLICABILI".

- precisare sempre le condizioni a cui il risultato della vita a fatica si riferisce (lo spettro di carico totale e la/e configurazione/i dell'aeromobile di riferimento)

## 7. OPERAZIONI DI ISPEZIONE E MANUTENZIONE OBBLIGATORIE

Riportare tutte le azioni di Ispezione e Manutenzione sull'aeromobile e tutti i suoi sistemi, derivanti dall'analisi strutturale (i risultati principali dell'analisi di fatica e di corrosione, quali per esempio la durata della vita dell'aeromobile, i tempi per le sostituzioni obbligatorie, gli intervalli di ispezione strutturali derivanti dalle analisi di *Damage Tolerance* sull'*airframe* e sul motore, le relative procedure di ispezione, valutazioni sulle letture faticometriche, ecc.) e dall'analisi di sicurezza (per

esempio *task* periodici per l'individuazione di *failure* latenti) che, se non effettuate, potrebbero compromettere l'airworthiness dell'aeromobile.

N.B. Riportare nell'Allegato Tecnico la dicitura: "TALI OPERAZIONI VANNO OBBLIGATORIAMENTE RIPORTATE IN MODO CHIARO E PRECISO NELLE PUBBLICAZIONI TECNICHE OPERATIVE APPLICABILI".

## APPENDICE 1 ALL'ALLEGATO TECNICO

### NON COMPLIANCES CON I REQUISITI DI AIRWORTHINESS

Elenco completo delle non rispondenze ai requisiti del Capitolato Tecnico / Specifica Tecnica

Identificativo requisito di airworthiness	Requisito di Capitolato Tecnico / Specifica Tecnica	a <i>Compliance</i>	Limitazioni mitigazioni	e/o	Commenti
		<i>Not Compliant</i>	Riportare limitazioni/mitigazioni che garantiscono adeguato livello di safety	le un	

## APPENDICE 2 ALL'ALLEGATO TECNICO

### INFORMAZIONI OBBLIGATORIE DA INSERIRE NELLE PUBBLICAZIONI TECNICHE OPERATIVE APPLICABILI

Limiti operativi	<i>si veda §3 dell'Allegato Tecnico</i>
Limite impiego calendariale	<i>si veda §7 dell'Allegato Tecnico</i>
Vita a fatica	<i>si veda §7 dell'Allegato Tecnico</i>
Azioni di Ispezione e Manutenzione derivanti dall'analisi strutturale	<i>si veda §8 dell'Allegato Tecnico</i>
Azioni di Ispezione e Manutenzione derivanti dall'analisi di sicurezza	<i>si veda §8 dell'Allegato Tecnico</i>
Altre informazioni che hanno impatto sulla sicurezza derivanti dal processo di Certificazione di Tipo Aeromobile Militare	



## **ALLEGATO TECNICO AL CERTIFICATO DI QUALIFICAZIONE DI TIPO AEROMOBILE MILITARE**

### PREMESSA

Il presente documento definisce le principali prestazioni dell'aeromobile \_\_\_\_\_, configurato secondo quanto descritto nel *Design Configuration Document* \_\_\_\_\_ del \_\_\_\_\_ e progettato a fronte dei requisiti di prestazione concordati contrattualmente nel Capitolato Tecnico (o Specifica Tecnica) N° \_\_\_\_\_ edizione \_\_\_\_\_ - Parte I.

### 1. PRESTAZIONI

Missioni consentite

Autonomia relativa alle varie missioni

Configurazioni di carico pagante operative

Manovre consentite

Prestazioni in volo (es. velocità di salita, velocità massima orizzontale, ecc.)

Velocità di stallo (Diagramma delle velocità di stallo in funzione del peso per la varie configurazioni aerodinamiche)

Taxi, Decollo, Atterraggio:

prestazioni di decollo (distanza di rullaggio e di decollo in funzione del peso)

prestazione di atterraggio (distanza di rullaggio e di atterraggio in funzione del peso)

tipi di piste, quota delle piste, ecc.

### 2. LIMITAZIONI

Le limitazioni all'interno delle quali l'aeromobile è certificato aeronavigabile sono quelle individuate in fase di certificazione e riportate nell'Allegato Tecnico al Certificato di Tipo Aeromobile Militare N° \_\_\_\_\_.

### APPENDICE 1 ALL'ALLEGATO TECNICO

#### ***NON COMPLIANCES CON I REQUISITI DI PRESTAZIONE***

Elenco completo delle non rispondenze ai requisiti del Capitolato Tecnico / Specifica Tecnica

Identificativo requisito di prestazione	Requisito di prestazione a Capitolato Tecnico / Specifica Tecnica	<i>Compliance</i>	Prestazione raggiunta	Commenti
		<i>Not Compliant</i>		

Il presente Allegato fornisce un elenco di standard tecnici e linea guida da utilizzare da parte dei team di certificazione nelle attività previste dalla norma AER.P-2.

## ELENCO STANAG

Per i requisiti di airworthiness degli APR possono essere considerate come linea guida gli STANAG 4671, 4702 e 4703.

STANAG 2445	Criteria for the clearance of Helicopter Underslung Load Equipment (HUSLE) and Underslung Loads (USL's)
STANAG 3098	Aircraft jacking
STANAG 3105	Pressure refuelling connections and defueling for aircraft
STANAG 3109	Symbol marking of Aircraft servicing and Safety/Hazard points
STANAG 3198	Functional requirements of Aircraft oxygen equipment and pressure suits
STANAG 3217	Operations of controls and switches at Aircrew stations
STANAG 3224	Aircraft interior and exterior lighting Night Vision Goggle (NVG) and Non- NVG compatible
STANAG 3230	Emergency markings on Aircraft
STANAG 3278	Aircraft towing attachments and devices
STANAG 3294	Aircraft fuel caps and fuel cap access covers
STANAG 3368	Internal Aircraft engine starting system
STANAG 3372	Low Pressure air and associated electrical connectors for aircraft
STANAG 3400	Restraint of cargo in Fixed Wing Aircraft
STANAG 3436	Colours and markings used to denote operating ranges of Aircraft instruments
STANAG 3447	Aerial refuelling equipment dimensional and functional characteristics
STANAG 3455	Basic symbols for Aircraft electrical circuits
STANAG 3456	Aircraft electrical power systems characteristics
STANAG 3510	The provision of hydraulic power for servicing Aircraft hydraulic systems
STANAG 3516	Electromagnetic Interference, test methods for Aircraft electrical and electronic equipment
STANAG 3548	Tie-down fitting on air transported and air dropped equipment and cargo carried internally by Fixed Wing Aircraft
STANAG 3610	Characteristics of controlled breathable air supplied to Aircraft
STANAG 3614	Electromagnetic Environmental effects (E3) - Requirements for Aircraft systems and equipment
STANAG 3616	Responsibility for the design and provision of adaptors necessary for the compatibility of air cargo loading, securing, unloading and dropping systems in Fixed Wing Aircraft
STANAG 3659	Electrical bonding requirements for metallic Aircraft systems
STANAG 3681	Criteria for Pressure fuelling/defuelling of Aircraft
STANAG 3682	Electrostatic safety connection procedures for aviation fuel handling and liquid fuel loading/unloading operations during ground transfer and aircraft fuelling/defueling
STANAG 3701	Aircraft interior colour schemes
STANAG 3705	Human Engineering design criteria for controls and displays in Aircrew stations
STANAG 3828	Minimum requirements for Aircrew protection against the Hazards of Laser target designators
STANAG 3847	Helicopter In-Flight Refuelling (HIFR) equipment
STANAG 3896	Aircraft emergency rescue information (Fire Protection)
STANAG 3950	Helicopter design criteria for crew crash protection and anthropometric accommodation
STANAG 3967	Design and performance requirements for aviation fuel filter separator, coalescer and separator elements
STANAG 3971	Air to Air Refuelling- ATP-56(A)
STANAG 7011	Automated fuel system monitoring and control equipment
STANAG 7029	Characteristics of Aircraft fuelling hoses and couplings
STANAG 7039	Test procedures to ensure compatibility of equipment with Aircraft systems
STANAG 7116	Verification methodology for the electromagnetic hardness of Aircraft
STANAG 7139	Aircraft engine controls, switches, displays, indicators, gauges and Arrangements
STANAG 7140	Aircraft flight instruments - Layout and display
STANAG 7187	On Board Oxygen Generating System (OBOGS) performance standards
STANAG 7068	Aircraft stores certification procedure
STANAG 4101	Towing Attachments

ELENCO ETSO

ETSO-C1c Cargo Compartment Fire Detection Instruments  
 ETSO-C2d Airspeed Instruments  
 ETSO-C3d Turn and Slip Instruments  
 ETSO-C4c Bank and Pitch Instruments  
 ETSO-C5e Direction Instrument, Non-magnetic (Gyroscopically Stabilized)  
 ETSO-C6d Direction Instrument, Magnetic (Gyroscopically Stabilized)  
 ETSO-C7d Direction Instrument, Magnetic Non-stabilized Type (Magnetic Compass)  
 ETSO-C8d Vertical Velocity Instrument (Rate-of-Climb)  
 ETSO-C9c Automatic Pilots  
 ETSO-C10b Aircraft Altimeter, Pressure Actuated, Sensitive Type  
 ETSO-C14b Aircraft Fabric, Intermediate Grade; External Covering Material  
 ETSO-C15d Aircraft Fabric, Grade A; External Covering Material  
 ETSO-C16 Airspeed Tubes (Electrically Heated)  
 ETSO-C20 Combustion Heaters  
 ETSO-C21b Aircraft Turnbuckle Assemblies and/or Turnbuckle Safetying Devices  
 ETSO-C22g Safety Belts  
 ETSO-C23d Personnel Parachute Assemblies  
 ETSO-C25a Aircraft Seats and Berths (Type I Transport 6g Forward Load)  
 ETSO-C26c Aircraft Wheels and Wheel-Brake Assemblies (CS-23, -27 and -29 aircraft)  
 ETSO-C27 Twin Seaplane Floats  
 ETSO-C28 Aircraft Skis  
 ETSO-C30c Aircraft Position Lights  
 ETSO-C31d HF Transmitting Equipment  
 ETSO-C32d HF Receiving Equipment  
 ETSO-C39b Aircraft Seats and Berths  
 ETSO-C42 Propeller Feathering Hose Assemblies  
 ETSO-C43c Temperature Instruments  
 ETSO-C44b Fuel Flowmeters  
 ETSO-C45a Manifold Pressure Instruments  
 ETSO-C46a Maximum Allowable Airspeed Indicator Systems  
 ETSO-C47 Pressure Instruments – Fuel, Oil and Hydraulic (Reciprocating Engine Powered Aircraft)  
 ETSO-C48 Carbon Monoxide Detector Instruments  
 ETSO-C49b Electric Tachometer:Magnetic Drag (Indicator and Generator)  
 ETSO-C50c Audio Selector Panels and Amplifiers  
 ETSO-C52b Flight Directors  
 ETSO-C53a Fuel and Engine Oil System Hose Assemblies  
 ETSO-C54 Stall Warning Instruments  
 ETSO-C55 Fuel and Oil Quantity Instruments (Reciprocating Engine Aircraft)  
 ETSO-C56a Engine-driven Direct Current Generators/Starter-generators  
 ETSO-C57a Headsets and Speakers  
 ETSO-C58a Aircraft Microphones (Except Carbon)  
 ETSO-C59 Airborne Selective Calling Equipment  
 ETSO-C60b Airborne Area Navigation Equipment Using Loran C Inputs  
 ETSO-C62d Aircraft Tyres  
 ETSO-C64a Oxygen Mask Assembly, Continuous Flow, Passenger  
 ETSO-C65a Airborne Doppler Radar Ground Speed and/or Drift Angle Measuring Equipment (for Air Carrier Aircraft)  
 ETSO-C68a Airborne Automatic Dead Reckoning Computer Equipment Utilizing Aircraft Heading and Doppler Ground  
     Speed and Drift Angle Data (for Air Carrier Aircraft)  
 ETSO-C69c Emergency Evacuation Slides, Ramps and Slide/Raft Combinations  
 ETSO-C71 Airborne Static ('DC toDC') Electrical Power Converter (for Air Carrier Aircraft)  
 ETSO-C72c Individual Flotation Devices  
 ETSO-C73 Static Electrical Power Inverter  
 ETSO-C74d Airborne ATC Transponder Equipment  
 ETSO-C76 Fuel Drain Valves  
 ETSO-C78 Crewmember Demand Oxygen Masks  
 ETSO-C79 Fire Detectors (Radiation Sensing Type)  
 ETSO-C80 Flexible Fuel and Oil Cell Material  
 ETSO-C85a Survivor Locator Lights  
 ETSO-C88a Automatic Pressure Altitude Reporting Code Generating Equipment  
 ETSO-C89 Oxygen Regulators, Demand

ETSO-C90c Cargo Pallets, Nets and Containers  
 ETSO-C92c Ground Proximity Warning, Glide Slope Deviation Alerting Equipment  
 ETSO-C95 Mach Meters  
 ETSO-C96a Anticollision Light Systems  
 ETSO-C97 Lithium Sulfur Dioxide Batteries  
 ETSO-C99 Protective Breathing Equipment  
 ETSO-C101 Overspeed Warning Instruments  
 ETSO-C102 Airborne Radar Approach and Beacon Systems for Helicopters  
 ETSO-C103 Continuous Flow Oxygen Mask Assembly (for Non-transport Category Aircraft)  
 ETSO-C105 Optional Display Equipment for Weather and Ground Mapping Radar Indicators  
 ETSO-C106 Air Data Computer  
 ETSO-C109 Airborne Navigation Data Storage System  
 ETSO-C110a Airborne Passive Thunderstorm Detection Systems  
 ETSO-C113 Airborne Multipurpose Electronic Displays  
 ETSO-C114 Torso Restraint Systems  
 ETSO-C115b Airborne Area Navigation Equipment using Multi-Sensor Inputs  
 ETSO-C116 Crew Member PBE  
 ETSO-C117a Airborne Windshear Warning and Escape Guidance Systems (Reactive Type) for Transport Aeroplanes  
 ETSO-C118 TCAS I  
 ETSO-C119b TCAS II  
 ETSO-C121 Underwater Locating Devices  
 ETSO-C123a Cockpit Voice Recorders Systems  
 ETSO-C124a Flight Recorder  
 ETSO-C127a Rotorcraft, Transport Aeroplane, and Normal and Utility Aeroplane Seating Systems  
 ETSO-C129a Airborne Supplemental Navigation Equipment Using Global Positioning System (GPS)  
 ETSO-C135 Transport Aeroplane Wheels and Wheel and Brake Assemblies  
 ETSO-C141 Aircraft Fluorescent Lighting Ballast/Fixture Equipment  
 ETSO-C144 Airborne Global Positioning System Antenna  
 ETSO-C145 Airborne Navigation Sensors Using the Global Positioning System (GPS) Augmented by the Wide Area Augmentation System (WAAS)  
 ETSO-C146 Stand-Alone Airborne Navigation Equipment Using the Global Positioning System (GPS) Augmented by the Wide Area Augmentation System (WAAS)  
 ETSO-C147 Traffic Advisory System (TAS) Airborne Equipment  
 ETSO-C151a Terrain Awareness and Warning System (TAWS)  
  
 ETSO-2C11e Powerplant Fire Detection Instruments (Thermal and Flame Contact Types)  
 ETSO-2C19b Fire Extinguishers, Portable Water Type  
 ETSO-2C34f ILS Glide Slope Receiving Equipment Operating within the Radio Frequency Range of 328-6-335-4 Megahertz (MHz)  
 ETSO-2C35d Radar Marker Receiving Equipment  
 ETSO-2C36f Airborne ILS Localizer Receiving Equipment Operating within the Radio Frequency Range 108-112 Megahertz  
 ETSO-2C37e VHF Radio Communication Transmitting Equipment Operating Within the Radio Frequency Range 117.975-137 Megahertz  
 ETSO-2C38e VHF Radio Communication Receiving Equipment Operating Within the Radio Frequency Range 117.975-137 Megahertz  
 ETSO-2C40c VOR Receiving Equipment Operating Within the Radio Frequency Range 108-117.95 Megahertz  
 ETSO-2C41d Airborne Automatic Direction Finding (ADF) Equipment  
 ETSO-2C63c Airborne Weather and Ground Mapping Pulsed Radars  
 ETSO-2C66b Distance Measuring Equipment (DME) Operating Within the Radio Frequency Range of 960-1215 Megahertz  
 ETSO-2C75 Hydraulic Hoses Assembly  
 ETSO-2C87 Low Range Radio Altimeters  
 ETSO-2C91a Emergency Locator Transmitter (ELT) Equipment  
 ETSO-2C93b Airborne Interim Standard Microwave Landing System Converter Equipment  
 ETSO-2C104a Microwave Landing System (MLS) Airborne Receiving Equipment  
 ETSO-2C112a Air Traffic Control Radar Beacon System/Mode Select (ATCRBS/MODES) Airborne Equipment  
 ETSO-2C122 Devices That Prevent Blocked Channels Used in Two-Way Radio Communications Due to Simultaneous Transmissions

ETSO-2C126 406 MHz Emergency Locator Transmitter (ELT)

ETSO-2C128 Devices That Prevent Blocked Channels used in Two-Way Radio Communications Due to Unintentional Transmissions

ETSO-2C500a Combined ILS/MLS Airborne Receiving Equipment

ETSO-2C501 Mode S Aircraft Data Link Processor

#### ELENCO DELLE JSSG:

- JSSG-2001B Air vehicle
- JSSG-2006 Aircraft structures
- JSSG-2007A Engines, aircraft, turbines
- JSSG-2009 Air vehicle subsystems
  - JSSG-2009-A APPENDIX A, AIR VEHICLE LANDING SUBSYSTEM REQUIREMENTS AND GUIDANCE
  - JSSG-2009-B APPENDIX B, AIR VEHICLE HYDRAULIC POWER SUBSYSTEM REQUIREMENTS AND GUIDANCE
  - JSSG-2009-C APPENDIX C, AIR VEHICLE AUXILIARY POWER SUBSYSTEM REQUIREMENTS AND GUIDANCE
  - JSSG-2009-D APPENDIX D, AIR VEHICLE ENVIRONMENTAL CONTROL SUBSYSTEMS REQUIREMENTS AND GUIDANCE
  - JSSG-2009-E APPENDIX E, AIR VEHICLE FUEL SUBSYSTEM REQUIREMENTS AND GUIDANCE
  - JSSG-2009-F APPENDIX F, AIR VEHICLE AERIAL REFUELING SUBSYSTEM REQUIREMENTS AND GUIDANCE
  - JSSG-2009-G APPENDIX G, AIR VEHICLE FIRE AND EXPLOSION HAZARD PROTECTION SUBSYSTEM REQUIREMENTS AND GUIDANCE
  - JSSG-2009-H APPENDIX H, AIR VEHICLE ELECTRICAL POWER SUBSYSTEM REQUIREMENTS AND GUIDANCE
  - JSSG-2009-I APPENDIX I, AIR VEHICLE MECHANICAL SUBSYSTEMS REQUIREMENTS AND GUIDANCE
  - JSSG-2009-J APPENDIX J, AIR VEHICLE CARGO, AERIAL DELIVERY, AND SPECIAL OPERATIONS SUBSYSTEM REQUIREMENTS AND GUIDANCE
  - JSSG-2009-K APPENDIX K, AIR VEHICLE VERTICAL TAKEOFF AND LANDING (VTOL) - SHORT TAKEOFF AND LANDING (STOL) POWER DRIVE SUBSYSTEMS REQUIREMENTS AND GUIDANCE
  - JSSG-2009-L APPENDIX L, AIR VEHICLE PROPELLER SUBSYSTEM REQUIREMENTS AND GUIDANCE
  - JSSG-2009-M APPENDIX M, AIR VEHICLE PNEUMATIC SUBSYSTEM REQUIREMENTS AND GUIDANCE
- JSSG-2005 Avionic subsystem
- JSSG-2008 Vehicle control and management system
- JSSG-2010 Crew systems

Si raccomanda inoltre di considerare le seguenti utili linee guida, per gli aspetti applicabili all'Omologazione, Certificazione, Qualificazione:

- MIL-STD-1530C(USAF) Aircraft Structural Integrity Program (ASIP),
- MIL-HDBK-1783B Change2 Engine Structural Integrity Program (ENSIP),
- MIL-HDBK-1798A Mechanical Equipment and Subsystems Integrity Program,
- MIL-HDBK-87244(USAF) Avionics/Electronics Integrity,
- MIL-HDBK-515(USAF) Weapon System Integrity Guide.

Per i requisiti EMC, considerare i seguenti riferimenti:

- MIL-HDBK-237D Electromagnetic Environmental Effects and Spectrum Supportability,
- MIL-STD-464A Electromagnetic Environmental Effects – Requirements for Systems,
- MIL-STD-461E Requirements for the control of Electromagnetic Interference characteristics for subsystem and equipments,
- MIL-STD-469B Radar Engineering Interface Requirements, Electromagnetic Compatibility.

Si raccomanda di verificare nel tempo l'emissione di eventuali aggiornamenti, per esempio attraverso il collegamento al sito <http://engineering.wpafb.af.mil/corpusa/specification/jssg> o al sito [http://engineering.wpafb.af.mil/engstds/jssg\\_cd.asp](http://engineering.wpafb.af.mil/engstds/jssg_cd.asp) o al sito [www.usainfo.com](http://www.usainfo.com).

Il presente Allegato alla Norma AER.P-2 fornisce, come linea guida, un elenco di *Means of Compliance* (MoC) ritenuti accettabili dalla DAA per l'effettuazione delle verifiche di rispondenza ai requisiti di prestazione e airworthiness applicabili. Per facilitare il riferimento ad uno specifico Mean of Compliance, se ne raccomanda l'identificazione con un codice numerico.

MOC	DESCRIZIONE	CODICE
Dichiarazione di rispondenza	Dichiarazione che attesta la rispondenza a un requisito.	0
Descrizione	Descrizione dell'architettura e delle caratteristiche di un sistema che attesta la rispondenza a un requisito.	1
Analisi / Calcolo	Dimostrazione della rispondenza a un requisito attraverso mezzi analitici (e.g. analisi di stress, analisi termiche, analisi a supporto dell'interpretazione di una prova sperimentale, ecc.).  La DAA richiede l'utilizzo di programmi di calcolo comunemente impiegati e riconosciuti a livello internazionale dalle Ditte Progettatrici di aeromobili, oppure programmi realizzati validati e approvati dalla Ditta prima del loro impiego <sup>(2)</sup> .	2
Analisi di Sicurezza	Dimostrazione della rispondenza a un requisito attraverso analisi di sicurezza di tipo qualitativo (e.g. Zonal Analysis, FMECA) o quantitativo (e.g. Fault Tree Analysis).	3
Prove di laboratorio / Prove al Rig	Dimostrazione della rispondenza a un requisito attraverso verifiche sperimentali in laboratorio, effettuate su un <i>test item</i> rappresentativo della configurazione di progetto oggetto di validazione. La Ditta deve dimostrare e dichiarare formalmente la rappresentatività del <i>test item</i> nella procedura di prova.  La DAA potrà valutare le procedure di prova.	4
Prove a terra sull'Aeromobile	Dimostrazione della rispondenza a un requisito attraverso verifiche sperimentali sull'aeromobile prototipo a terra, effettuate su una configurazione del prototipo che, per il requisito da verificare, è rappresentativa della configurazione di progetto oggetto di validazione. La Ditta deve dimostrare e dichiarare formalmente tale rappresentatività nella procedura di prova.  La DAA potrà valutare le procedure di prova.	5
Prove in volo sull'Aeromobile	Dimostrazione della rispondenza a un requisito attraverso verifiche sperimentali sull'aeromobile prototipo in volo, effettuate su una configurazione del prototipo che, per il requisito da verificare, è rappresentativa della configurazione di progetto oggetto di validazione. La Ditta deve dimostrare e dichiarare formalmente tale rappresentatività nella procedura di prova.  La DAA potrà valutare le procedure di prova.	6
Ispezione	Dimostrazione della rispondenza a un requisito attraverso un esame dei disegni e ispezioni fisiche dell'installazione sull'aeromobile.	7

<sup>2</sup> Il processo di validazione ed approvazione dei programmi di calcolo realizzati all'interno di una Ditta include almeno:

- descrizione del problema fisico e dell'algoritmo di calcolo,
- linguaggio, tools e librerie utilizzati per la programmazione,
- listato del programma,
- metodi di verifica,
- evidenze dei *test cases* provati ed esempi di calcolo,
- preparazione ed approvazione del manuale del programma,
- controllo di configurazione delle *release* del programma.

MOC	DESCRIZIONE	CODICE
Simulazione	<p>Dimostrazione della rispondenza a un requisito attraverso una simulazione o al computer o con attrezzature di laboratorio. La Ditta deve dimostrare e dichiarare formalmente la rappresentatività del simulatore rispetto al requisito da verificare.</p> <p>La DAA potrà valutare i processi di validazione interna del simulatore utilizzato per la prova.</p>	8
Qualifica di Equipaggiamento (Equipment Declaration of Design & Performance – DDP)	<p>Dimostrazione della rispondenza a un requisito di sistema attraverso le evidenze (DDP) di soddisfacimento ai requisiti della relativa Specifica Tecnica di un equipaggiamento di livello inferiore installato sul sistema da validare. Utilizzare questo MoC significa trasferire la verifica di rispondenza dal livello sistema al livello di equipaggiamento; in altre parole una volta che l'equipaggiamento soddisfa ai requisiti della sua Specifica Tecnica, lo specifico requisito di sistema per cui si utilizza questo MoC risulta automaticamente soddisfatto.</p> <p>La DAA richiede comunque che nella Compliance Matrix a chiusura delle attività di validazione la Ditta espanda tale MoC, indicando tra parentesi anche i MoC relativi alle attività di verifica richieste al subfornitore per l'emissione della DDP di equipaggiamento. Per esempio MoC 9(2,4) significa che lo specifico requisito di sistema è stato dimostrato attraverso le verifiche a livello di un equipaggiamento (MoC 9) che includono analisi (MoC 2) e prove in laboratorio (MoC 4) effettuate sullo stesso.</p>	9
Similarità	<p>Dimostrazione della rispondenza a un requisito attraverso la similarità, in merito al requisito specifico, della configurazione di progetto da validare con un'altra configurazione già omologata dalla DAA.</p> <p>La Ditta deve dimostrare e dichiarare formalmente la rappresentatività, limitatamente al requisito specifico, del sistema simile già in possesso di un Certificato con quello oggetto di validazione, evidenziando sia le somiglianze che le differenze e dichiarando l'applicabilità alla nuova variante di tutta la documentazione tecnica emessa per la variante già omologata.</p> <p>Se il sistema simile è in possesso di una certificazione rilasciata da altri Enti governativi o Autorità di Certificazione italiani o esteri, militari o civili, la DAA valuterà la possibilità di recepire tale certificazione, considerando sia la base di certificazione che il processo e i regolamenti seguiti dall'Ente o Autorità che la ha rilasciata, confrontandoli con i requisiti della presente norma. La DAA potrà inoltre richiedere di fornire le evidenze tecniche prodotte a supporto della certificazione del sistema simile.</p>	10



Il presente Allegato alla Norma AER.P-2 fornisce alcune linee guida per la verifica dei requisiti di sicurezza inclusi nel Capitolato Tecnico, in particolare per la gestione delle limitazioni di densità di popolazione per gli APR che non soddisfano i requisiti di probabilità cumulativa di evento catastrofico. Tali linee guida vanno utilizzate congiuntamente all'allegato di safety della norma AER.P-6.

## **G.1 VALUTAZIONE DI ASPETTI OPERATIVI DI IMPIEGO DEGLI APR**

Il 1° Ufficio VDT si coordinerà con l'Ente di Forza Armata di competenza per concordare gli aspetti operativi rilevanti, in modo da minimizzare gli impatti sulla sicurezza del terzo sorvolato o a bordo di un altro aeromobile.

### **G.1.1 MID-AIR COLLISION**

La probabilità di una collisione in volo di un APR con altri aeromobili è direttamente legata alle problematiche tecniche di "See & Avoid" e "Sense & Avoid", alle regole di volo (VFR/IFR), alle restrizioni operative di impiego, alla scelta delle aree di impiego, alle procedure di comunicazione con l'Air Traffic Controller (ATC).

L'installazione sugli APR del seguente insieme minimo di equipaggiamenti/sistemi riduce il rischio di collisioni in volo:

- luci di navigazione e anticollisione (24 ore al giorno),
- Communication System "Earth/Board/Earth" per le comunicazioni tra il pilota remoto e l'ATC,
- collegamento diretto (per esempio un telefono) tra l'interno della Ground Control Station e l'ATC, per le comunicazioni in caso di failure del Communication System,
- Transponder IFF (con la possibilità dalla Ground Control Station di accenderlo, spegnerlo, selezionare manualmente i codici e rispondere a una richiesta di "squawk ident" da parte dell'ATC).

Deve essere inoltre valutata la necessità di adattare e impiegare sugli APR sistemi quali:

- Traffic Collision Avoidance System (TCAS),
- Low Altitude Alerting System,
- Ground Proximity Warning System (GPWS),
- Terrain Awareness and Warning System (TAWS),
- Automatic Dependent Surveillance - Broadcast (ADS-B).

Per gli APR di peso inferiore ai 20 kg (Mini e Micro) la probabilità di una collisione in volo con altri aeromobili è direttamente legata alle limitazioni dei volumi di impiego. Per queste categorie di APR, dovranno essere stabilite le opportune limitazioni di impiego in modo da impedire interferenze con i volumi interessati dal traffico aereo: quota massima, distanza massima dall'operatore, distanza minima dalle zone aeroportuali, velocità massima, ecc..

Infine si sottolinea la necessità di trovare soluzioni per mitigare il rischio di collisione con aeromobili di cui l'ATC non segue le tracce o che non hanno Transponder a bordo ("*Noncooperative Aircraft*"), inclusi alianti, deltaplani, mongolfiere e paracadutisti che non sono identificabili in modo affidabile dai Radar (per gli aeromobili pilotati tale rischio è ridotto dall'applicazione delle regole del volo a vista - VFR - e dalle facoltà di "See & Avoid" del pilota a bordo). In assenza di speciali tipi di Radar o altri sensori o sistemi ottici che dimostrino una sufficiente mitigazione del rischio di collisione con tali utilizzatori dello spazio aereo, si raccomanda di ricorrere a una osservazione visiva permanente o di operare in presenza di NOTAM per la segregazione dell'area di impiego. In particolare per gli APR Mini e Micro si raccomanda di operare comunque in contatto visivo permanente da parte di un osservatore che può essere il pilota remoto o altro militare in contatto costante con il pilota remoto.

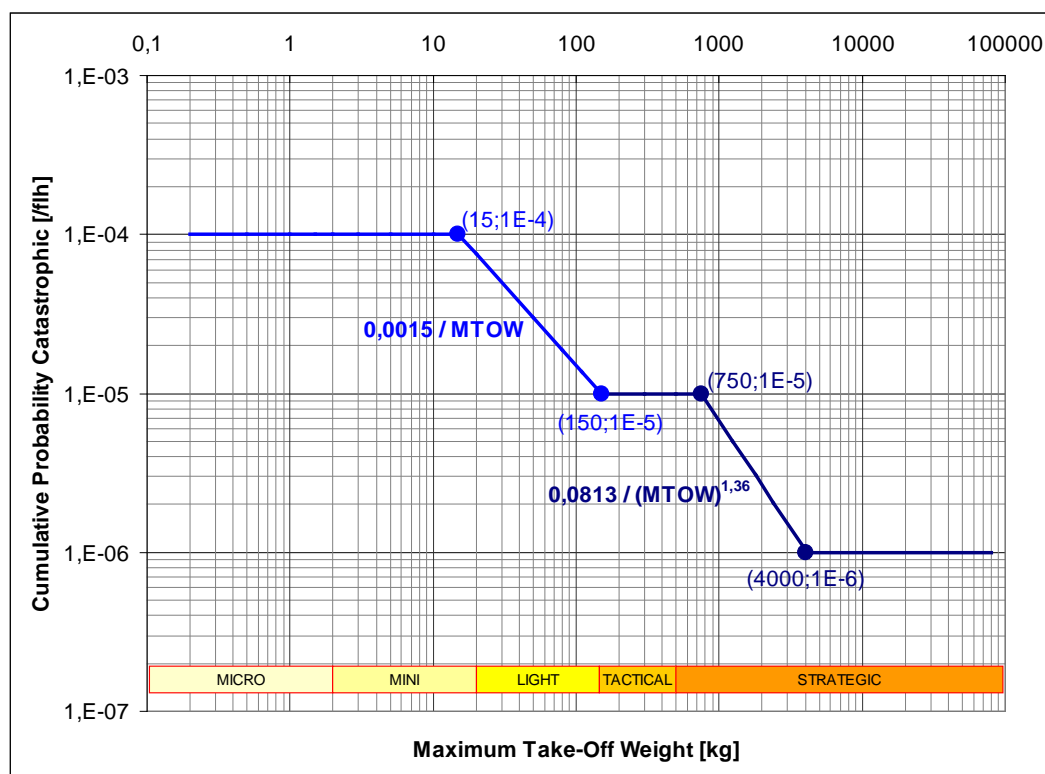
Durante le operazioni notturne, si può ragionevolmente assumere che i "*Noncooperative Aircraft*" non costituiscano un rischio e pertanto mitigare alcune delle considerazioni precedenti.

### **G.1.2 SICUREZZA DEL TERZO SORVOLATO**

Tenuto conto che non ci sono persone a bordo, in accordo alla norma AER.P-6 (edizione vigente alla data di approvazione della presente norma), si definiscono eventi catastrofici per gli APR

- le condizioni di guasto che ci si attende portino a condizioni di volo incontrollato (incluso volo al di fuori dalle aree e/o profilo di volo pianificati) e/o crash incontrollato;
- le condizioni di guasto che possono comportare la morte di persone dell'equipaggio o dello staff di terra.

La probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo da soddisfare per poter operare il sistema APR senza alcuna limitazione di densità di popolazione deve essere in accordo alla seguente curva:



Qualora un sistema APR non risulti soddisfare il requisito cumulativo di probabilità di evento catastrofico sopra stabilito, la DAA imporrà una limitazione sulla densità di popolazione media dell'area sorvolata.

Vengono di seguito fornite le linee guida per la stima preliminare della densità di popolazione media, in fase di Certificazione di Tipo Aeromobile Militare di un APR, ammessa per realizzare un fissato livello di probabilità cumulativa di colpire il terzo sorvolato nel caso di "uncontrolled flight and/or uncontrolled crash". Tale metodologia deriva dalla Advisory Circular FAA AC-431.35-1 e consente di calcolare la densità di popolazione media ammissibile.

Si individuano almeno tre scenari (ridotti a due quando per motivi tecnici di fattibilità non sono installati a bordo sistemi di recupero con paracadute, il cui impiego riduce l'energia cinetica all'impatto e diminuisce l'area di dispersione dei detriti al suolo da utilizzare nel calcolo della densità di popolazione consentita sull'area di sorvolo):

1. nelle fasi non terminali del volo, perdita incontrollata dell'APR con attivazione del sistema di recupero (discesa quasi verticale con bassa energia cinetica all'impatto);
2. nelle fasi non terminali del volo, perdita incontrollata dell'APR ad elevata velocità con failure del sistema di recupero (discesa con elevata energia cinetica all'impatto);
3. nelle fasi terminali del volo, perdita incontrollata dell'APR a bassa velocità (discesa da bassa quota, quindi senza attivazione del sistema di recupero, con media energia cinetica all'impatto)<sup>(3)</sup>.

Si stabilisce la probabilità cumulativa di colpire persone al suolo in caso di failure catastrofiche in accordo alla figura precedente come segue

(Classe di safety) Peso dell'APR [kg]	Probabilità cumulativa di colpire persone sorvolate /fh [P <sub>CUM-DEATH</sub> ]
MTOW < 15 kg	$\leq 1 \times 10^{-4}$
15 kg $\leq$ MTOW < 150 kg	$\leq 0.0015 / (MTOW)$

<sup>3</sup> Tale scenario non è catastrofico solo se si limita la missione su aree non popolate nelle zone di decollo, di salita oltre la quota di efficacia del paracadute, di avvicinamento sotto la quota di efficacia del paracadute e di atterraggio.

150 kg ≤ MTOW < 750 kg	≤ 1x10 <sup>-5</sup>
750 kg ≤ MTOW < 4000 kg	≤ 0.0813 / (MTOW) <sup>1.36</sup>
MTOW ≥ 4000 kg	≤ 1x10 <sup>-6</sup>

Si calcolala densità di popolazione media ( $DP$ ) dalla formula

$$DP = \frac{P_{CUM-DEATH}}{P_{scenario-1} \times A_1 + P_{scenario-2} \times A_2 + P_{scenario-3} \times A_3},$$

dove  $A_1$ ,  $A_2$  e  $A_3$  sono aree calcolate in base ad un'area geometrica (funzione delle dimensioni dell'*Air Vehicle* e dell'angolo di discesa) e ad un opportuno coefficiente moltiplicativo (funzione dell'energia totale dell'*Air Vehicle*).

Nella sezione "Limitazioni operative" dell'Allegato Tecnico al Certificato di Tipo Aeromobile Militare, per gli APR bisogna riportare l'eventuale densità di popolazione media stimata derivante dalle analisi di safety e la *distanza operativa minima* da siti e installazioni i cui danni potrebbero comportare rischi gravi per la popolazione o per l'ambiente (e.g. centrali chimiche, gasometri, ecc.).

#### Probabilità dei vari scenari

Le probabilità per i vari scenari sono le seguenti:

$$\begin{aligned} P_{scenario-1} &= P_{uncontrolled-loss} \times (1 - P_{failure-sistema-recupero}) \times (1 - T\% \text{ Exposure-Time-flight-terminal-phases}) \\ P_{scenario-2} &= P_{uncontrolled-loss} \times (P_{failure-sistema-recupero}) \times (1 - T\% \text{ Exposure-Time-flight-terminal-phases}) \\ P_{scenario-3} &= P_{uncontrolled-loss} \times (T\% \text{ Exposure-Time-flight-terminal-phases}) \end{aligned}$$

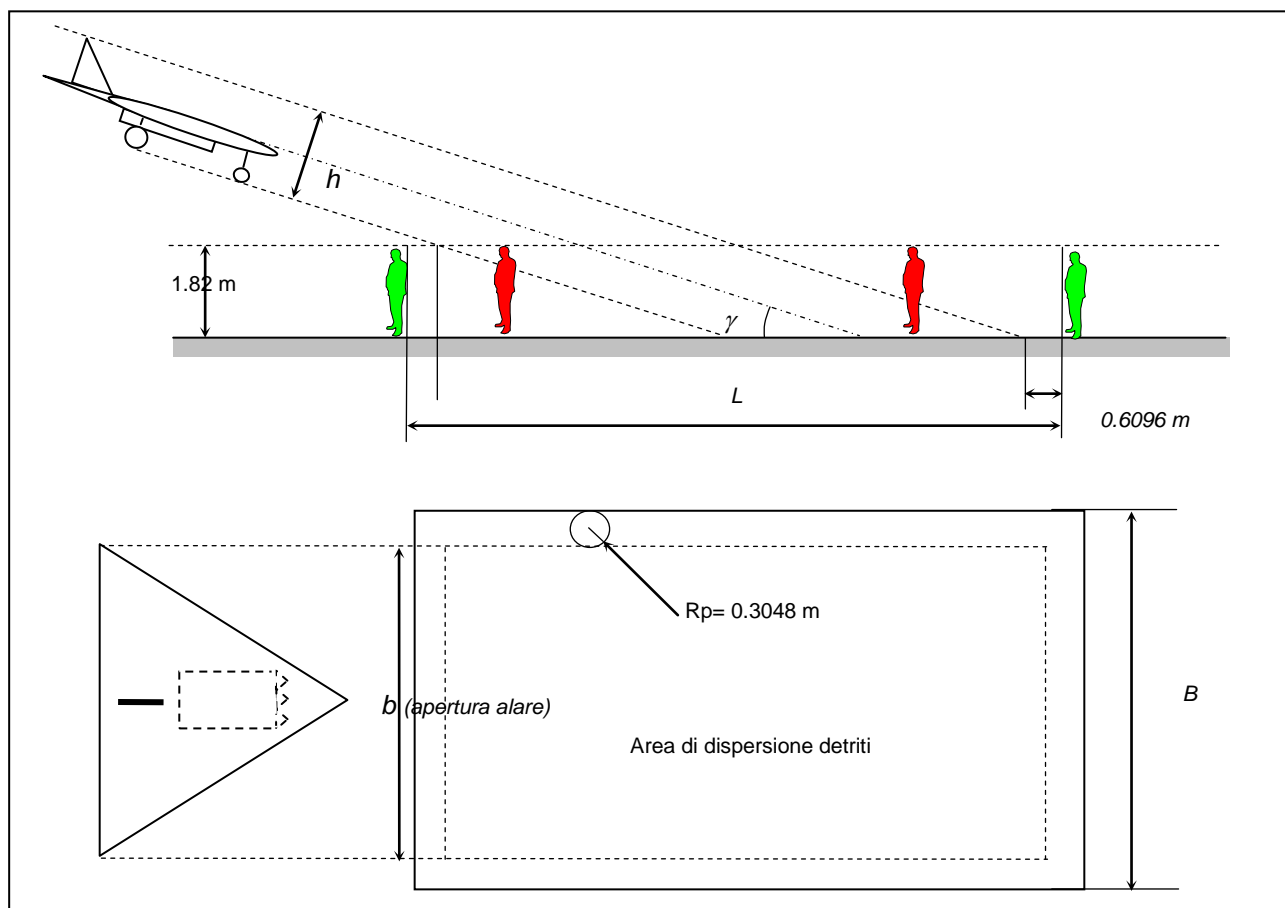
#### Aree di impatto

In assenza di altri metodi consolidati, il calcolo delle aree di dispersione al suolo dei detriti in seguito all'impatto può essere fatto, come segue<sup>(4)</sup>:

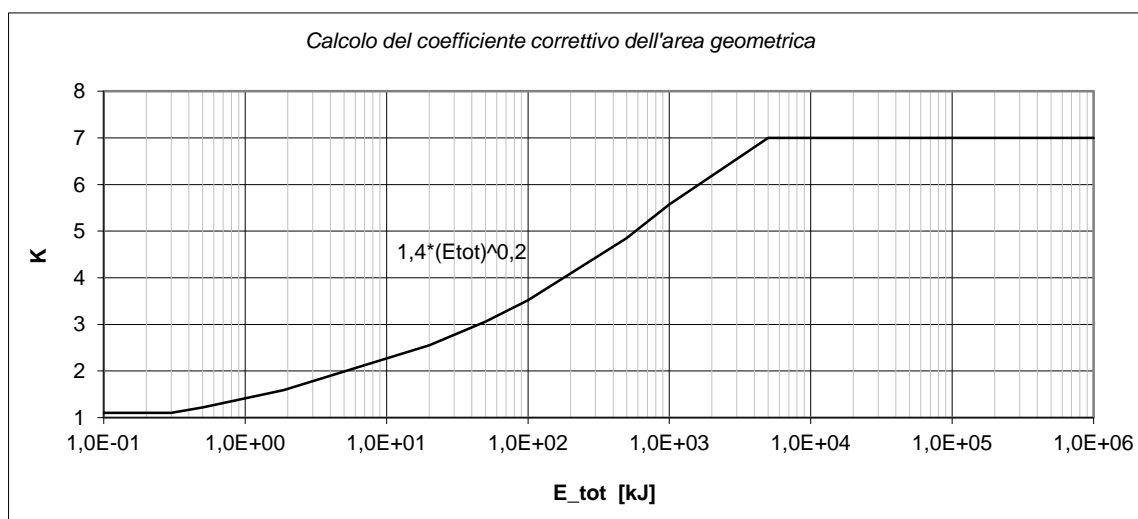
$$\begin{aligned} A_1 &= A_{geometrica-1} \times K_1 \\ K_1 &= \text{MAX}\left(1.1; \text{MIN}\left(7; 1.4 \times (E_{tot-1})^{0.2}\right)\right), \text{ dove } E_{tot-1}[kJ] = \frac{1}{2} \times MTOW \times \left(V_{z-chute}^2 + (0.40 \times V_{x-wind})^2\right), \text{ assumendo un vento orizzontale} \\ A_2 &= A_{geometrica-2} \times K_2 \\ K_2 &= \text{MAX}\left(1.1; \text{MIN}\left(7; 1.4 \times (E_{tot-2})^{0.2}\right)\right), \text{ dove } E_{tot-2}[kJ] = \frac{1}{2} \times MTOW \times V_{max-operativa}^2 + 0.90 \times (MTOW \times 9.81 \times h_{max-operativa}) \\ A_3 &= A_{geometrica-3} \times K_3 \\ K_3 &= \text{MAX}\left(1.1; \text{MIN}\left(7; 1.4 \times (E_{tot-3})^{0.2}\right)\right), \text{ dove } E_{tot-3}[kJ] = \frac{1}{2} \times MTOW \times (1.3 \times V_{stall})^2 + 0.95 \times (MTOW \times 9.81 \times h_{max-avvicinamento}) \end{aligned}$$

L'area geometrica può essere calcolata, prendendo spunto dalle indicazioni della Advisory Circular FAA AC-431.35-1, secondo lo schema della figura di riportata seguito.

<sup>4</sup> Il calcolo di tali aree potrà essere opportunamente corretto sulla base di esperienze di impatti a pari energia.



Infine si riporta una curva per la scelta del coefficiente correttivo dell'area geometrica, in funzione dell'energia totale del sistema espressa in [kJ]. In assenza di criteri consolidati, da concordare con la DAA, si raccomanda di utilizzare questa formula.



## G.2 LA SICUREZZA DI MISSIONE DI UN APR: DETERMINAZIONE DELLA PROBABILITÀ CUMULATIVA DI COLPIRE IL TERZO SORVOLATO PER GLI APR UTILIZZANDO I DATI DI DENSITÀ DI POPOLAZIONE

Tale paragrafo non si applica per gli APR che soddisfano il requisito di probabilità cumulativa di evento catastrofico del paragrafo G.1.2.

Per gli APR che non rispondono al requisito di probabilità cumulativa di evento catastrofico del paragrafo G.1.2, si definisce un metodo per calcolare la probabilità cumulativa di colpire il terzo sorvolato per ora di volo per gli APR, sulla base dei risultati delle analisi di sicurezza e dei dati ISTAT relativi alla densità di popolazione sul territorio

nazionale. Questo, attraverso un confronto immediato con il requisito della figura del paragrafo G.1.2, consente di valutare la sicurezza di missione su una definita area di impiego.

Pertanto la Forza Armata dovrà fornire al 1° Ufficio VDT:

- i dati relativi alle missioni tipo (durata delle varie fasi di volo, velocità di trasferimento da una zona all'altra, corridoi di trasferimento, ecc.);
- i dati relativi al territorio da sorvolare (distribuzione della densità di popolazione sul territorio in funzione delle elaborazioni dei dati dell'ultimo censimento ISTAT, distribuzione di siti e installazioni i cui danni potrebbero comportare rischi gravi per la popolazione o per l'ambiente).

Il 1° Ufficio VDT e la Forza Armata di concerto dovranno quindi valutare la sicurezza di missione, attraverso il calcolo della probabilità cumulativa di colpire persone a terra ( $P_{\text{CUM-DEATH}}$ ) per ora di volo associato alle aree sorvolate in modo che il valore calcolato sia inferiore a quello riportato nel paragrafo G.1.2. Tale calcolo dovrà essere effettuato utilizzando i dati delle analisi di *safety* della Ditta (probabilità di perdita incontrollata del sistema, l'area di rischio al suolo, le aree di dispersione dei detriti al suolo) e i dati forniti dalla Forza Armata. Il calcolo potrà essere effettuato considerando la missione più critica corrispondente a una determinata area di impiego e comunque ogniqualvolta l'APR viene impiegato su una nuova area geografica.

Per gli APR che non rispondono al requisito di probabilità cumulativa di evento catastrofico del paragrafo G.1.2, l'Allegato Tecnico al Certificato di Tipo Aeromobile Militare Limitato dell'APR deve fornire tutti i dati necessari per tale calcolo:

- probabilità cumulativa di colpire persone a terra per ora di volo (ricavato in funzione del MTOW in accordo al paragrafo G.1.2);
- probabilità di perdita incontrollata del sistema (sia per le fasi di decollo/atterraggio che per le altre);
- probabilità di perdita di un eventuale sistema di recupero;
- larghezza dell'area di buffer (in base alle traiettorie di discesa peggiori legate alle failure del sistema);
- area di dispersione detriti al suolo per impatti a bassa energia (scenario 1 – nelle fasi non terminali del volo con attivazione del paracadute di recupero);
- area di dispersione detriti al suolo per impatti a media energia (scenario 3 - nelle fasi terminali del volo; in fase di salita e di approccio senza attivazione del paracadute di recupero);
- area di dispersione detriti al suolo per impatti a alta energia (scenario 2 - nelle fasi non terminali del volo con attivazione del paracadute di recupero).

Tale calcolo può essere effettuato suddividendo la missione in varie fasi, a ciascuna delle quali viene assegnato l'*exposure time* (percentuale del tempo di missione trascorso in tale fase), la densità di popolazione media sull'area sorvolata (inclusa l'area di buffer), la probabilità di perdita del sistema, l'area di dispersione dei detriti al suolo.

Si può per esempio suddividere la missione nelle seguenti fasi:

Fase di missione	Scenario §G.1	Exposure Time $\sum_i T_{\%i} = 1$	Probabilità $P_{\text{TOL}}$ (perdita di sistema nelle fasi TO-L) $P_{\text{CFOFA}}$ (perdita di sistema nelle fasi C-F1-O-F2-A) $P_{\text{FTS}}$ (perdita del Flight Termination System)	Area dispersione detriti al suolo $A_{\text{TOL}}$ (TO & L) $A^{\text{LE}}$ (Low Energy) $A^{\text{ME}}$ (Medium Energy) $A^{\text{HE}}$ (High Energy)	Densità di popol. media
Take Off (TO)	$S_{\text{TOL}}$	$T_{\% \text{TO}}$	$P_{\text{TOL}}$	$A_{\text{TOL}}$	$DP_{\text{TO}}$
Climb (C)	$S_3$	$T_{\% \text{C}}$	$P_{\text{CFOFA}}$	$A^{\text{ME}}$	$DP_{\text{C}}$
Ferry to the operative area (F1)	$S_1$	$T_{\% \text{F1}}$	$P_{\text{CFOFA}} * (1 - P_{\text{FTS}})$	$A^{\text{LE}}$	$DP_{\text{F1}}$
	$S_2$		$P_{\text{CFOFA}} * P_{\text{FTS}}$	$A^{\text{HE}}$	
Operative area (O)	$S_1$	$T_{\% \text{O}}$	$P_{\text{CFOFA}} * (1 - P_{\text{FTS}})$	$A^{\text{LE}}$	$DP_{\text{O}}$
	$S_2$		$P_{\text{CFOFA}} * P_{\text{FTS}}$	$A^{\text{HE}}$	
Ferry from the Operative area (F2)	$S_1$	$T_{\% \text{F2}}$	$P_{\text{CFOFA}} * (1 - P_{\text{FTS}})$	$A^{\text{LE}}$	$DP_{\text{F2}}$
	$S_2$		$P_{\text{CFOFA}} * P_{\text{FTS}}$	$A^{\text{HE}}$	
Approach (A)	$S_3$	$T_{\% \text{A}}$	$P_{\text{CFOFA}}$	$A^{\text{ME}}$	$DP_{\text{A}}$
Landing (L)	$S_{\text{TOL}}$	$T_{\% \text{L}}$	$P_{\text{TOL}}$	$A_{\text{TOL}}$	$DP_{\text{L}}$

A partire da tali dati, il calcolo può essere svolto come segue

$$P_{death-mission} = P_{TOL} \times A_{TOL} \times [T_{\%TO} \times DP_{TO} + T_{\%L} \times DP_L] + \\ + P_{CFOFA} \times A^{ME} \times [T_{\%C} \times DP_C + T_{\%A} \times DP_A] + \\ + P_{CFOFA} \times [P_{FTS} \times A^{HE} + (1 - P_{FTS}) \times A^{LE}] \times [T_{\%F1} \times DP_{F1} + T_{\%O} \times DP_O + T_{\%F2} \times DP_{F2}]$$

Prevedendo di effettuare le fasi decollo e di atterraggio su piste con opportune misure cautelative tali che la perdita del sistema in queste fasi non comporti collisioni con altri aeromobili o urti contro persone, il primo contributo si annulla. Inoltre nel caso di APR non dotati di sistemi di recupero, la formula precedente è utilizzabile ponendo  $P_{FTS}=1$ .

Tale formula può essere ulteriormente raffinata e/o adattata in funzione della missione e delle aree da sorvolare individuando un numero maggiore di fasi significative:

$$P_{death-mission} = \sum_i P_i \times T_{\%i} \times A_i \times DP_i .$$

Per la missione pianificata, il valore di sicurezza di missione così ottenuto dovrà essere rispondente al requisito calcolato in base al MTOW in accordo al paragrafo G.1.2.

### **G.3 UTILIZZO DEI DATI DI DENSITÀ DI POPOLAZIONE PER L'IMPIEGO DI MINI E MICRO APR**

Tale paragrafo non si applica per gli APR che soddisfano il requisito di probabilità cumulativa di evento catastrofico del paragrafo G.1.2.

Le caratteristiche e le esigenze operative legate all'impiego di Micro/Mini APR sono tali per cui le valutazioni precedenti possono essere semplificate come segue:

- si può conservativamente considerare un unico scenario di impatto corrispondente alla perdita incontrollata dell'APR dalla condizione di massima velocità e massima quota (scenario 2);
- si può introdurre una mitigazione ( $P_{shelter}$ ) per tenere in conto che negli impatti a bassa energia relativi ai Mini/Micro APR le persone a terra che si trovano all'interno di abitazioni risultano protette e non soggette al rischio di morte (in assenza di dati statistici ufficiali in merito, il valore di mitigazione da introdurre può essere assunto pari  $P_{shelter}=0.70$ , ipotizzando che solo il 30% della popolazione sottostante all'area sorvolata si trovi protetta all'interno di edifici non penetrati dall'APR e che il restante 70% sia soggetto al rischio di morte);
- poiché il *range* operativo di tali sistemi è comunque limitato rispetto alle altre categorie di APR, non è necessario effettuare il calcolo della sicurezza di missione come al paragrafo precedente, ma è sufficiente considerare la densità di popolazione media calcolata come la soglia massima che consente il sorvolo di una certa località.

Il valore di densità di popolazione medio, da riportare nell'Allegato Tecnico al Certificato di Tipo Aeromobile Militare, per i Micro/Mini APR viene calcolato come segue:

$$DP_{Micro-Mini} = \frac{P_{CUM-DEATH}}{(P_{scenario-2} \times A_2) \times P_{shelter}} .$$

Per operare un Micro/Mini APR, che non soddisfi il requisito di probabilità cumulativa di evento catastrofico del paragrafo G.1.2, su una certa località occorre confrontare il valore della relativa densità di popolazione con quello riportato nell'Allegato Tecnico al Certificato di Tipo Aeromobile Militare. Inoltre, eccetto che nelle ore notturne in cui si può ragionevolmente assumere che le persone siano protette nelle loro abitazioni, si raccomanda di operare comunque i Micro/Mini APR in contatto visivo permanente da parte di un osservatore, che può essere il pilota remoto o altro militare in contatto costante con il pilota remoto, al fine di evitare il sorvolo di piccole aree all'aperto molto frequentate.

### **G.4 SICUREZZA DELLA STRUTTURA**

La sicurezza della struttura sarà validata rispetto ai requisiti di integrità strutturale applicabili definiti nella Airworthiness Basis e nella specifica del Sistema Strutturale. Ogni requisito e criterio di progettazione strutturale deve essere stabilito sulla base dell'esperienza storica maturata e delle *Lessons Learned* raccolte nelle varie normative e linee guida militari e civili applicabili, con opportuni aggiustamenti (da sostanziare) che tengano in conto di nuovi metodi di progetto, nuovi materiali, nuove tecniche di produzione, innovative configurazioni di aeromobili, impieghi operativi inusuali, nuove tecniche di ispezione e/o di manutenzione o ogni altro fattore di incertezza.

I dati relativi alle proprietà dei materiali impiegati dovranno essere scelti, o ottenuti sperimentalmente (attraverso metodi di elaborazione statistica riconosciuti), in modo da minimizzare la probabilità di failure strutturali legate alla variabilità statistica delle caratteristiche dei materiali stessi, agli effetti di variazione delle caratteristiche del materiale in funzione di fattori ambientali, alle variazioni delle caratteristiche del materiale dovute al ciclo produttivo che dovrà essere tenuto adeguatamente sotto controllo. Le proprietà relative alla meccanica della frattura dovranno essere anch'esse scelte adottando una base di dati sostanzianti da un numero sufficiente di tests tale da stabilire i valori di progetto su base statistica. Si può considerare applicabile il requisito espresso dal codice di airworthiness civile per la scelta dei valori di progetto per le proprietà dei materiali (CS 23.613, 25.613, 27.613, 29.613); per i materiali compositi si raccomanda inoltre la visione delle Advisory Circular AC20-107A e AC23-20 della FAA.

Dovranno essere valutati gli aspetti di corrosione (e.g. *pitting*, *stress corrosion cracking*, *fretting corrosion*, *corrosion fatigue*, *crevice*, *galvanic*, *filiform*, *exfoliation*, *hydrogen embrittlement*, ecc.), definendone i criteri preventivi di progetto. Dovranno essere fornite informazioni in merito alle aree maggiormente soggette a potenziali problemi di corrosione, ai metodi e ai programmi di controllo. Alcune utili linee guida sono fornite dalla MIL-HDBK-1568.

L'adeguatezza dei criteri di progetto (e.g. criteri per i carichi, la dinamica strutturale, la resistenza, la fatica, la *durability*, le configurazioni aerodinamiche e di massa, i fattori di sicurezza/incertezza, i metodi e i modelli di calcolo, i programmi di calcolo utilizzati, ecc.), delle proprietà dei materiali e dei processi di realizzazione adottati (e.g. proprietà di resistenza e di rigidità, tenacità alla frattura, caratteristiche termiche, caratteristiche di corrosione, caratteristiche di osservabilità, ecc.; criteri per la selezione dei materiali, dei processi tecnologici, dei metodi di giunzione, ecc.) dovrà essere sostanzziata in un documento specifico (chiamato per esempio "Criteri di progettazione strutturale") da sottoporre alla DAA.

Nella specifica del Sistema Struttura particolare attenzione dovrà essere riservata al concordamento con il 1° Ufficio VDT delle varie condizioni di carico. Oggetto di concordamento con il 1° Ufficio VDT sono anche il fattore di sicurezza per i carichi in volo e al suolo (tipicamente Carico Ultimo = Carico Limite \* 1.5), dei fattori di sicurezza per i carichi termici in un motore o derivanti dalla pressione interna in un sistema idraulico o pneumatico o in un motore, degli Special Factors (per esempio *Fitting Factors*, *Bearing Factors*, *Casting Factors*), del metodo utilizzato per la verifica a fatica; valori di riferimento possono essere presi dai codici di airworthiness civili o dalle JSSG applicabili.

Al termine delle attività di validazione dei requisiti della specifica delle strutture, la Ditta Progettatrice dell'aeromobile emetterà un documento finale che sintetizza i risultati in termini di Margini di Sicurezza (evidenziando sia le aree con i valori minori che gli elementi strutturali direttamente legati alla sicurezza del volo), di limitazioni operative, di *durability*, di aree più critiche alla corrosione, di aree più critiche a fatica, di ispezioni periodiche necessarie al mantenimento dell'integrità strutturale (queste vanno anche riportate nella Relazione di Maintainability, come al par. 3.7).

Una volta concordati i contenuti del documento dei criteri di progettazione strutturale e soddisfatti i requisiti della specifica, l'evento di *failure* legato alla perdita di integrità strutturale dell'aeromobile viene assunto con livello di probabilità complessivo pari alla soglia massima degli HRI Improbabili (1E): tale valore va tenuto in conto nel calcolo della probabilità cumulativa di evento catastrofico a livello aeromobile.

Si sottolinea che si possono verificare casi in cui i criteri basati sull'esperienza storica raccolta nelle varie normative militari e civili non sono applicabili a elementi strutturali estremamente innovativi per la scelta di metodi di progetto, materiali, tecniche di produzione, impieghi, tecniche di manutenzione o altri fattori. In tali casi si raccomanda di effettuare un'analisi di tipo probabilistico (anche su provini rappresentativi, se applicabile), che tenga in conto di tutte le possibili variazioni nei carichi, nelle proprietà dei materiali, nelle dimensioni, ecc.: la progettazione strutturale dell'elemento dovrà tenere conto dei sopracitati criteri di accettazione del rischio in base agli *Hazard Risk Index*. Tale analisi statistica può consentire di sostanziare l'aggiustamento dei più tradizionali criteri di progettazione e indirizza a una migliore comprensione dei fenomeni fisici inerenti. Qualora non risultasse praticabile o efficiente seguire un approccio statistico, si può procedere con azioni di mitigazione del rischio, quali per esempio l'introduzione di nuovi fattori di incertezza (si veda per esempio la AMC-VLA-619 della CS-VLA) o l'impiego di fattori di sicurezza/incertezza più elevati, ulteriori test di *durability*, ispezioni speciali in servizio, maggiori controlli di qualità in produzione sul prodotto, ecc. .

La JSSG-2006 e la MIL-STD-1530C costituiscono utili linee guida per valutare gli aspetti di integrità strutturale.

Sono considerate accettabili le proprietà dei materiali riportate nei seguenti documenti:

- MMPDS-03 "Metallic Materials Properties Development and Standardization",
- MIL-HDBK-5 "Metallic Materials and Elements for Flight Vehicle Structure" (sostituito da MMPDS-01),
- MIL-HDBK-17-1F "Polymer Matrix Composites - Guidelines",
- MIL-HDBK-17-2F "Polymer Matrix Composites – Materials Properties",
- MIL-HDBK-17-3F "Polymer Matrix Composites – Materials Usage, Design and Analysis",
- MIL-HDBK-17-4A "Metal Matrix Composites",

- MIL-HDBK-17-5 "Ceramic Matrix Composites",
- MIL-HDBK-23 A "Structural Sandwich Composites" (cancellata),
- ANC-18 "Design of Wood Aircraft Structures".

Pubblicazioni successive accettate da altre autorità civili o militari potranno essere accettate dalla DAA.

Si raccomanda di verificare nel tempo l'emissione di eventuali aggiornamenti, attraverso il collegamento al sito <http://engineering.wpafb.af.mil/corpusa/specification/jssg> o al sito [http://engineering.wpafb.af.mil/engstds/jssg\\_cd.asp](http://engineering.wpafb.af.mil/engstds/jssg_cd.asp) o al sito [www.usainfo.com](http://www.usainfo.com).

Si sottolinea che tutti i risultati derivanti dall'analisi di fatica e di corrosione (e.g. durata della vita dell'aeromobile, tempi per le sostituzioni obbligatorie, intervalli di ispezione strutturali derivanti dalle analisi di *Damage Tolerance* sull'*airframe* e sul motore, relative procedure di ispezione, valutazioni sulle letture faticometriche, ecc.) dovranno essere valutati e approvati in sede di Certificazione di Tipo Aeromobile. La sintesi di tali risultati dovrà essere riportata nell'apposito paragrafo dell'Allegato Tecnico al Certificato di Tipo; il dettaglio delle attività ispettive e manutentive da svolgere dovrà essere riportato nelle Pubblicazioni Operative Applicabili.