



MINISTERO DELLA DIFESA  
DIREZIONE GENERALE DEGLI ARMAMENTI AERONAUTICI

*Ufficio Generale di Coordinamento Tecnico*  
*3° UFFICIO*

OMOLOGAZIONE  
DI AEROMOBILI MILITARI  
E RELATIVI SISTEMI  
IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE

16 Ottobre 2007

## ELENCO DELLE PAGINE VALIDE

AVVERTENZA. Questa norma è valida se è composta dalle pagine sottoelencate, debitamente aggiornate.  
Copie della presente norma possono essere ottenute su richiesta indirizzata al Ministero della Difesa – ARMAEREO. Ufficio Generale Coordinamento Tecnico 3° Ufficio Viale Università, 4 - 00100 ROMA, in accordo alle procedure previste dalle vigenti normative.

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

Originale .....0 .....16 Ottobre 2007

**Questa norma è costituita complessivamente da 62 pagine, come sotto specificato, e da N°. 7 Allegati:**

<b>Pagina N.</b>	<b>Emendamento N.</b>
Frontespizio.....	0
A .....	0
i fino ii .....	0
pag. 1 fino a 21.....	0
All. A pag. 3 .....	0
All. B pag. 3 .....	0
All. C pag. 2 .....	0
All. D pag. 5 .....	0
All. E pag. 2 .....	0
All. F pag. 2 .....	0
All. G pag. 19.....	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	OMOLOGAZIONE.....	2
2.2	IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE.....	2
2.3	DISPOSIZIONI PARTICOLARI.....	2
2.4	MODIFICHE.....	2
2.5	ELENCHI.....	2
2.6	A.C. UNIFICATI (UNI, UNI ENISO, ISO, MIL, NAS).....	3
3	OMOLOGAZIONE.....	3
3.1	GENERALITÀ.....	3
3.2	PROCEDURA.....	5
3.3	OMOLOGAZIONE LIMITATA.....	7
3.4	CERTIFICATI DI OMOLOGAZIONE.....	7
3.5	RICONOSCIMENTO DI CERTIFICAZIONI RILASCIATE DA ALTRI ENTI GOVERNATIVI O AUTORITÀ.....	8
4	OMOLOGAZIONE DI TIPO AEROMOBILE MILITARE.....	9
4.1	GENERALITÀ.....	9
4.2	RICHIEDA DI OMOLOGAZIONE DI TIPO AEROMOBILE MILITARE.....	10
4.3	DOCUMENTAZIONE E RIFERIMENTI.....	10
4.4	VERIFICHE DI OMOLOGAZIONE DI TIPO AEROMOBILE MILITARE.....	11
4.5	ANALISI DI SICUREZZA (Safety Analysis).....	11
4.5.1	GENERALITÀ.....	11
4.5.2	REQUISITI DI SICUREZZA DELL'AEROMOBILE.....	12
4.5.3	REQUISITI DI RELIABILITY-MAINTENABILITY-TESTABILITY DELL'AEROMOBILE.....	12
4.5.4	SOFTWARE.....	13
4.6	CERTIFICATO DI OMOLOGAZIONE DI TIPO AEROMOBILE MILITARE.....	14
4.7	MODIFICHE DI UN TIPO DI AEROMOBILE MILITARE.....	15
4.8	REVISIONE E ADDENDUM AL CERTIFICATO DI OMOLOGAZIONE DI TIPO AEROMOBILE MILITARE.....	17
4.9	PROGRAMMI DI COOPERAZIONE INTERNAZIONALE.....	17
5	IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE.....	18
5.1	GENERALITÀ.....	18
5.2	PROCEDURA.....	18
5.2.1	RICHIEDA DI ACCERTAMENTO DELLA IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE.....	18
5.2.2	PRIMA FASE.....	19
5.2.3	SECONDA FASE.....	19
5.2.4	TERZA FASE.....	19
5.2.5	RELAZIONE SULLE PROVE DI IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE.....	19
5.3	IDONEITÀ ALL'INSTALLAZIONE RICHIEDA DALLA DITTA PROGETTATRICE DELL'A.C. DI LIVELLO SUPERIORE OVVERO DALLA D.R.S. DELL'AEROMOBILE.....	20
5.4	CERTIFICATI DI IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE.....	20
5.5	RICONOSCIMENTO DI IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE RICONOSCIUTA DA ALTRI ENTI GOVERNATIVI O AUTORITÀ.....	20
6	STANDARD DEI CERTIFICATI DI OMOLOGAZIONE, IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE.....	21
7	DIRETTIVE APPLICATIVE.....	21

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 Omologazione di Tipo Aeromobile Militare, all'Omologazione e all'Idoneità all'Installazione dei relativi sistemi.

## **1.2      SCOPO DELLA NORMA**

Scopo della Norma è definire i processi di Omologazione e di Idoneità all'Installazione dei materiali aeronautici affinché sia verificata la rispondenza ai Capitolati 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'A.D., ovvero di acquisizione di Enti dello Stato;
- aeromobili militari di interesse dell'A.D. (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**

La presente norma AER.P-2 sostituisce la precedente edizione del 19 gennaio 2005 ed entra in vigore alla data di approvazione per tutte le richieste di Omologazione, Omologazione di Tipo Aeromobile e Idoneità all'Installazione successive alla data di emanazione stessa.

Per le richieste inoltrate in data antecedente all'approvazione della presente norma, la Ditta potrà chiedere di proseguire il processo in atto in accordo alla presente edizione o all'edizione in vigore alla data della richiesta. E' facoltà della DGAA 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 D.G.A.A. della serie AER.P, AER.Q , AER.0-0 e AER.00-00.

## **2 PRESCRIZIONI GENERALI**

### **2.1 OMOLOGAZIONE**

Potranno essere oggetto di presentazione al collaudo unicamente aeromobili, sistemi maggiori (aerostruttura, propulsione, sistemi essenziali al volo richiesti per un utilizzo in sicurezza dell'aeromobile) e a.c. che siano stati omologati, salvo i limitati casi previsti nel seguito della presente Norma e disciplinati al punto 2.3.2.

### **2.2 IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE**

Nessun a.c., pur essendo stato omologato senza destinazione d'uso, potrà essere installato a bordo di e/o asservito a un diverso a.c. di livello superiore prodotto in serie, se prima non ne sia stata dimostrata l'Idoneità all'Installazione.

### **2.3 DISPOSIZIONI PARTICOLARI**

2.3.1. Le prescrizioni, di cui ai precedenti punti 2.1, 2.2, sono valide sia se gli a.c. siano stati ordinati direttamente dalla D.G.A.A. o da altri Enti, sia nel caso che questi vengono approvvigionati da Ditte Capo Commessa tramite subfornitori per essere installati su sistemi o sistemi di arma per i quali la presente norma è applicabile.

2.3.2. La D.G.A.A., per riconosciuti motivi di urgenza potrà autorizzare l'accettazione temporanea di forniture il cui progetto è ancora in corso di Omologazione, purché si verifichino le seguenti condizioni:

- avvenuta approvazione da parte della D.G.A.A. del Piano di Omologazione, nel quadro della documentazione che la Ditta Progettatrice proponente avrà presentato ai sensi dell'articolo 3.2.2 della presente norma;
- impegno formale della Ditta costruttrice a sostituire (o eventualmente modificare) senza alcun onere aggiuntivo per l'A.D. l'a.c. consegnato in corso di Omologazione con altro 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 Omologazione, senza alcun compenso da parte dell'A.D. per l'uso temporaneo eventualmente fatto di detti a.c. non omologati.

### **2.4 MODIFICHE**

Qualsiasi modifica alla configurazione, che comporti variazioni delle prestazioni e/o della sicurezza di un sistema rispetto alla configurazione di un Certificato, potrà richiedere nuovi accertamenti e/o dimostrazioni ai fini 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 e AER.00-00-6).

### **2.5 ELENCHI**

2.5.1. Gli a.c. omologati, ovvero idonei all'installazione verranno registrati in tre distinti elenchi:

- uno per gli aeromobili con Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare;
- uno per i sistemi maggiori (aerostruttura, propulsione, sistemi essenziali al volo richiesti per un utilizzo in sicurezza dell'aeromobile) con Certificato di Omologazione;
- uno per i sistemi maggiori con Certificazione di Idoneità all'Installazione.

2.5.2. Detti elenchi saranno compilati ed aggiornati a cura dell'Ufficio Generale Coordinamento Tecnico - 3° Ufficio della D.G.A.A. che provvede all'emissione ed alla custodia dei singoli Certificati.

## 2.6 A.C. UNIFICATI (UNI, UNI ENISO, ISO, MIL, NAS)

- 2.6.1. Gli a.c., costruiti in base a unificazione nazionale o a standardizzazioni internazionali e che possiedano tutte le caratteristiche previste da dette unificazioni e standardizzazioni, ricadono sotto la responsabilità di progetto della Ditta che ha effettuato le valutazioni tecniche per la loro adozione. Essi saranno soggetti alle verifiche del Sistema di Assicurazione Qualità della Ditta Capo Commessa.
- 2.6.2. La Ditta Responsabile di Sistema che adotta una determinata specifica unificata per un a.c. che afferisce all'aeronavigabilità dell'aeromobile, giustificandone la scelta, ne assume la responsabilità.

## 3 OMOLOGAZIONE

### 3.1 GENERALITÀ

- 3.1.1. Per l'Omologazione dei materiali aeronautici valgono le prescrizioni generali del Capitolo 2 per quanto applicabili.
- 3.1.2. Per garantire l'aeronavigabilità degli aeromobili, si deve considerare l'insieme dei requisiti che consentono di operare l'aeromobile in sicurezza ai fini del:
- soddisfacimento dell'aeronavigabilità di un Tipo di aeromobile e dei relativi sistemi maggiori (aerostruttura, propulsione, sistemi essenziali al volo richiesti per un utilizzo in sicurezza dell'aeromobile);
  - soddisfacimento dell'aeronavigabilità di ogni singolo esemplare costruito.
- 3.1.3. È necessario riconoscere formalmente la rispondenza del progetto ai seguenti requisiti:
- di prestazione e di sicurezza dell'aeromobile (capitolo 4), tramite il processo di Omologazione di Tipo Aeromobile militare;
  - di prestazione e di sicurezza dei sistemi maggiori dell'aeromobile (punto 3.1.4), tramite il processo di Omologazione;
  - compatibilità dell'aeromobile rispetto ad a.c. non essenziali, supporto a terra ed equipaggiamenti sperimentali, attrezzature a terra (punto 3.1.8).

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*".

In Allegato E alla presente norma si riporta un elenco delle JSSG che gli Enti dell'A.D. possono consultare presso il 3° Ufficio U.G.C.T..

- 3.1.4. Ai fini dell'Omologazione si considerano i seguenti sistemi maggiori:
- a. Aerostruttura;
  - b. Propulsione;
  - c. Sistemi essenziali al volo e allo svolgimento della missione (a.c. richiesti per lo svolgimento in sicurezza della missione).

In Allegato E alla presente Norma si fornisce come linea guida un elenco di sistemi maggiori da considerare oggetto di un processo di Omologazione.

Le Specifiche Tecniche dei sistemi maggiori dovranno includere i requisiti di prestazione e di sicurezza applicabili; si raccomanda di redigere tali specifiche seguendo le linee guida delle JSSG riportate in Allegato E.

- 3.1.5. L'Omologazione dei sistemi maggiori può essere effettuata o individualmente, formalizzandola attraverso l'emissione di uno specifico Certificato di Omologazione, oppure nell'ambito di un processo di Omologazione di Tipo Aeromobile militare, quindi senza procedere all'emissione di uno specifico Certificato.
- 3.1.6. L'Omologazione del motore e delle eliche deve essere formalizzata attraverso l'emissione di appositi Certificati di Omologazione, per gli aeromobili  $\geq 150$ kg. Qualora applicabile, potranno essere recepiti eventuali Certificati di motori e eliche emessi da altre Autorità, militari o civili.
- 3.1.7. L'Omologazione di un sistema maggiore, del motore e dell'elica potrà essere rilasciata o alla sua Ditta Progettatrice (o Ditta licenziataria) o alla Ditta Responsabile di Sistema (D.R.S.) dell'aeromobile che ne costituisce la destinazione d'uso specificata. In quest'ultimo caso la D.R.S. dell'aeromobile deve dichiarare:
- la corresponsabilità sulla approvazione dei requisiti della Specifica (per esempio attraverso la firma di approvazione della Specifica stessa sia da parte della Ditta Progettatrice che della D.R.S. dell'aeromobile);
  - l'accesso a tutti i dati di progetto della Ditta Progettatrice;
  - la capacità interna di verificare l'applicabilità e la rispondenza della documentazione tecnica emessa dalla Ditta Progettatrice a tutti i requisiti di prestazione e di sicurezza applicabili, formalizzati nel Certificato di Omologazione.
- 3.1.8. È necessario riconoscere la rispondenza al requisito di compatibilità dell'aeromobile rispetto a:
- 3.1.8.1. sistemi non essenziali, vale a dire non richiesti per un impiego sicuro dell'aeromobile e per lo svolgimento della missione;
- 3.1.8.2. quegli a.c. dei sistemi di supporto a terra (A.G.E.) peculiari per l'aeromobile che hanno effetto diretto sull'aeronavigabilità dello stesso;
- 3.1.8.3. 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;
- 3.1.8.4. le attrezzature necessarie ad eseguire le operazioni di manutenzione dell'aeromobile che hanno effetto diretto sull'aeronavigabilità dello stesso.
- 3.1.8.5. E' facoltà della D.G.A.A. chiedere, per uno specifico aeromobile, la rispondenza al requisito di compatibilità di a.c. non inclusi tra i precedenti.
- 3.1.9. L'elenco di tali a.c. è determinato dalla D.R.S. dell'aeromobile e fornito tramite Prescrizione Tecnica Ditta alla Divisione Competente non oltre la data dell'entrata in servizio del primo aeromobile di serie. Tale elenco verrà recepito nella normativa tecnica di questa D.G. tramite emissione di specifica Prescrizione Tecnica Applicativa secondo le modalità attuative della norma AER.00-00-5.
- La rispondenza al requisito di compatibilità suddetto dovrà essere dimostrata dalla Ditta Responsabile di Sistema dell'aeromobile, che si potrà avvalere degli elementi forniti dalla Ditta Progettatrice dell'a.c..
- In accordo alla AER-P-10, la D.G.A.A. accetterà, senza ulteriori verifiche da parte dell'U.G.C.T., le dichiarazioni di rispondenza al requisito di compatibilità emesse da una Ditta Responsabile di Sistema che abbia conseguito la D.O.M.A..
- 3.1.10. E' facoltà della D.G.A.A. di chiedere, per uno specifico aeromobile, l'Omologazione di a.c. non inclusi nel punto 3.1.4.
- 3.1.11. La Omologazione di un determinato a.c. (punto 3.1.4) 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 sui sistemi per i quali sia stata prevista l'introduzione. I requisiti e le procedure applicabili per le verifiche di integrazione sono i medesimi esposti nel capitolo 5 della presente norma.
- 3.1.12. 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 alle norme sul Controllo di Configurazione AER.00-00-5 e AER.00-00-6.

- 3.1.13. Nei processi di Omologazione di Tipo Aeromobile e di Omologazione dei sistemi maggiori, la D.G.A.A. potrà accettare senza ulteriori verifiche i documenti di rispondenza al requisito presentati dalla Organizzazione di Progettazione di una Ditta che abbia ottenuto la Military Design Organization Approval (D.O.M.A.), in accordo alla norma AER-P-10.

Le dichiarazioni di rispondenza al requisito emesse dalla Organizzazione di Progettazione dovranno essere emesse secondo i criteri prescritti dalla norma AER-P-10.

La D.G.A.A. deciderà caso per caso quali sistemi maggiori potranno essere omologati in regime di D.O.M.A. .

- 3.1.14. La Ditta che avrà conseguito l'Omologazione di un a.c. e/o sistema dovrà garantire collaborazione tra l'Organizzazione di progettazione e l'Organizzazione di produzione al fine di assicurare con ogni mezzo di sua competenza conformità tra il progetto ed il costruito e di garantire supporto tecnico all'aeronavigabilità continua durante il ciclo di vita del prodotto.

## 3.2 PROCEDURA

### 3.2.1. Richiesta di Omologazione per sistemi maggiori di un aeromobile

La richiesta di Omologazione dovrà essere inoltrata dalla Ditta alla D.G.A.A..

In allegato a tale richiesta dovrà essere presentata, alla D.G.A.A. e per conoscenza all'U.T.T. competente territorialmente, la documentazione indicata al punto 3.2.2.

Qualora sia contrattualmente prevista l'Omologazione di più a.c. di un sistema, ovvero di sistemi tra loro integrati la presentazione del Piano di Omologazione sarà effettuata a cura della Ditta Responsabile di Sistema.

Qualora, ai sensi del paragrafo 3.1.11, venga richiesta l'Omologazione con destinazione d'uso di un sistema maggiore (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.

### 3.2.2. Documentazione e Riferimenti

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

- 3.2.2.1. Capitolato Tecnico (ovvero Specifica Tecnica) contenenti le descrizioni delle principali caratteristiche, requisiti di prestazione e di sicurezza (per quanto applicabile) nonché ogni altra istruzione concernente il funzionamento ed i requisiti per la eventuale installazione.

Il Capitolato Tecnico dovrà essere redatto in ottemperanza alla norma AER.P-6 edizione Settembre 2005 e successivi eventuali aggiornamenti. La Specifica Tecnica potrà essere costituita da una o più Norme emanate da Enti Ufficiali Civili o Militari (es. Norme UNI, Norme o Capitolati di altri Ministeri o di altre Direzioni Generali Tecniche del Ministero Difesa), o stranieri (es Military Specification del Ministry of Defence - U.S.A. -, ecc.).

- 3.2.2.2. Elenco Norme impiegate nella progettazione.

- 3.2.2.3. Piano di Omologazione (*Qualification Program Plan*): definizione dei metodi utilizzati per dimostrare la rispondenza a ciascun requisito applicabile (*Means of Compliance*) e programma completo delle attività di verifica per l'Omologazione, compresa la pianificazione temporale delle medesime. In Allegato F alla presente norma si riporta una lista di *Means of Compliance* accettabili dalla D.G.A.A. per le verifiche di rispondenza ai requisiti.

- 3.2.2.4. Relazioni su prove/verifiche eventualmente già eseguite.

### 3.2.3. Analisi della richiesta da parte della D.G.A.A.

3.2.3.1. La D.G.A.A. Ufficio Generale Coordinamento Tecnico – 3° Ufficio, analizzerà la documentazione presentata per giudicarne l'adeguatezza.

3.2.3.2. In particolare in seguito a tali analisi, qualora la documentazione presentata sia ritenuta esauriente e le verifiche di cui al punto 3.2.4 siano ritenute adeguate, sufficienti e siano state regolarmente già effettuate, la D.G.A.A., potrà concedere direttamente il Certificato di Omologazione.

### 3.2.4. Prove di Omologazione

3.2.4.1. 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 D.G.A.A. potrà disporre, a proprio insindacabile giudizio, circa la presenza di propri rappresentanti in qualsiasi fase delle prove stesse.

3.2.4.2. La D.G.A.A. 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 D.G.A.A. avranno in qualunque momento libero accesso ai locali ove le prove vengono effettuate.

3.2.4.3. La D.G.A.A. 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.

3.2.4.4. La D.G.A.A. potrà anche consentire, quando l'esecuzione delle prove richiede il ricorso a Laboratori, Ditte, Istituti stranieri particolarmente attrezzati e specializzati che le prove stesse o parti significative di esse vengano svolte all'estero. La D.G.A.A. potrà prescrivere in tal caso che le prove si svolgano sotto la sovrintendenza dell'Ente Governativo responsabile per l'Omologazione dei materiali aeronautici d'impiego militare presso la Nazione ospitante, e raccomandare alla Ditta richiedente la procedura da seguire per ottenerla, oppure richiederla direttamente all'Ente di cui sopra. Ove tale assistenza fosse concessa a pagamento le spese relative andranno addebitate alla Ditta richiedente.

### 3.2.5. Relazione sulle Verifiche di Omologazione.

La Ditta richiedente dovrà inviare, in originale e in formato digitale su supporto informatico, la Relazione delle verifiche e delle prove effettuate alla D.G.A.A. - Ufficio Generale di Coordinamento Tecnico 3° Ufficio, ed una copia all'U.T.T. competente territorialmente, nei casi di cui ai punti 3.2.4.1, 3.2.4.2, 3.2.4.4.

Nel caso 3.2.4.3. invece sarà la D.G.A.A. a richiedere il numero necessario di copie all'Ente militare ovvero agli Enti designati per l'esecuzione delle prove.

### 3.2.6. Analisi di Sicurezza

La Ditta deve fornire dati di affidabilità e un'analisi di sicurezza secondo un metodo proposto nel Piano di Omologazione (o *Qualification Program Plan*) ed accettato in sede di approvazione del Piano stesso.

### 3.2.7. Software

La Ditta dovrà sviluppare e validare il Software dei Sistemi Maggiori, 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 4.5.4).

Le norme internazionali che si possono prendere a riferimento sono la RTCA-DO-178, la ARP-4754 e la MIL-STD-882 (consultabili presso il 3° Ufficio U.G.C.T.).

Ai fini dell'Omologazione, sono oggetto di accertamenti da parte della D.G.A.A. le evidenze relative ai requisiti sul ciclo di vita del software di un sistema maggiore per la prima e la seconda classe del paragrafo 4.5.4.1. La D.G.A.A. 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.

### 3.3 OMOLOGAZIONE LIMITATA

- 3.3.1. Nel caso in cui non siano disponibili alcuni degli elementi che normalmente vengono assunti a base della documentazione per l'istruttoria relativa all'Omologazione, si potrà dar corso, per le emergenti esigenze dell'A.D., ad una Omologazione limitata alle sole prestazioni dimostrate, purché i requisiti di sicurezza applicabili siano stati soddisfatti.
- 3.3.2. Il prodotto dotato di "Omologazione Limitata" viene ammesso all'impiego con le istruzioni relative alle limitazioni di progetto applicabili, opportunamente dettagliate nell'Allegato Tecnico.

### 3.4 CERTIFICATI DI OMOLOGAZIONE

- 3.4.1. Al termine del processo di validazione del progetto del sistema, dopo l'esame delle relative evidenze da parte della D.G.A.A. (per esempio relazioni di calcolo, di prove a terra, di prove in volo, ecc. prescritte nel Piano di Omologazione), la Ditta richiedente presenterà alla D.G.A.A. una Dichiarazione di Rispondenza e la D.G.A.A. redigerà il Certificato di Omologazione ("System Qualification Certificate").  
In Allegato A alla presente Norma si presentano le linee guida per la preparazione della Dichiarazione di Rispondenza e del Certificato di Omologazione.
- 3.4.2. Nel Certificato di Omologazione devono essere riportate le seguenti informazioni per l'esatta individuazione dell'a.c. e/o sistema omologato:
- denominazione dell'a.c. e/o sistema, e identificativo della Ditta Progettatrice;
  - configurazione omologata;
  - estremi del Capitolato Tecnico / Specifica Tecnica che definisce l'a.c. e/o sistema;
  - eventuale destinazione d'uso (punto 3.1.11);
  - principali caratteristiche, prestazioni, limitazioni di progetto.
- 3.4.3. L'Allegato Tecnico, contenente le principali caratteristiche e prestazioni dell'a.c. e/o sistema e le limitazioni di progetto 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.
- 3.4.4. 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 del sistema, i relativi *Means of Compliance*, le relative relazioni di verifica dei requisiti, 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 3° Ufficio U.G.C.T..
- 3.4.5. 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 e AER.00-00-6.
- 3.4.6. I Certificati di Omologazione sono redatti sulla base di standard stabiliti dal 3° Ufficio dell'U.G.C.T. della D.G.A.A.. Ciascun certificato deve essere emesso in duplice originale di cui uno resterà custodito presso il 3° Ufficio – U.G.C.T. della D.G.A.A., mentre l'altro sarà consegnato alla Ditta.
- 3.4.7. Il Certificato di Omologazione è firmato dal Direttore Generale o da un suo Delegato.

- 3.4.8. I Certificati di Omologazione, emessi dal 3° Ufficio, sono registrati e numerati a cura del precitato Ufficio, che custodirà l'originale del Certificato di Omologazione per un periodo di quindici anni dalla radiazione del materiale.
- 3.4.9. Il 3° Ufficio U.G.C.T. è competente a rilasciare copie conformi del Certificato per gli usi consentiti dalla Legge.
- 3.4.10. Il Certificato di Omologazione può, a giudizio insindacabile della D.G.A.A. essere sospeso ovvero limitato ovvero annullato nel caso in cui l'a.c. e/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 inibisce/proibisce l'utilizzo del materiale precedentemente omologato.
- 3.4.11. 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 specifica, precisa delimitazione del campo entro il quale il materiale può essere impiegato.  
I certificati di "Omologazione limitata" sono registrati negli elenchi dei materiali omologati specificati al numero 2.5, con la precisazione della limitazione e delle ragioni che hanno portato all'Omologazione limitata.
- 3.4.12. Tutta la documentazione prodotta a supporto del processo di Omologazione dovrà essere custodita dalla Ditta detentrica del Certificato per un periodo di quindici anni dalla dismissione dell'a.c..

### **3.5 RICONOSCIMENTO DI CERTIFICAZIONI RILASCIATE DA ALTRI ENTI GOVERNATIVI O AUTORITÀ**

- 3.5.1. La D.G.A.A., a suo insindacabile giudizio, potrà recepire per un sistema oggetto di Omologazione la certificazione, con le relative evidenze di verifica, rilasciata da altri Enti governativi o Autorità di Certificazione italiani o esteri, militari o civili. La D.G.A.A. 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.
- 3.5.2. La Ditta richiedente dovrà trasmettere, in allegato alla domanda di Omologazione, la copia autentica del Certificato rilasciato da altro Ente o Autorità.
- 3.5.3. La D.G.A.A. potrà chiedere alla Ditta interessata o direttamente all'Ente o 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 D.G.A.A. medesima siano necessari ulteriori dati tecnici ovvero l'esecuzione di altre verifiche complementari.
- 3.5.4. Nel caso in cui la D.G.A.A. recepisca una certificazione rilasciata da altri Enti governativi o Autorità di Certificazione, essa dovrà comunque rilasciare un Certificato di Omologazione, con relativo Allegato Tecnico e Rapporto Tecnico.
- 3.5.5. La Ditta resta esclusiva responsabile della tempestiva e completa comunicazione di qualsiasi variazione relativa alla certificazione rilasciata da altri Enti governativi o Autorità di Certificazione sulla cui base è stato emesso il Certificato di cui al numero 3.5.4.

## 4 OMOLOGAZIONE DI TIPO AEROMOBILE MILITARE

### 4.1 GENERALITÀ

4.1.1. E' il riconoscimento formale disposto dalla D.G.A.A. mediante l'emaneazione di un "CERTIFICATO DI OMOLOGAZIONE DI TIPO AEROMOBILE MILITARE" della rispondenza di una configurazione di aeromobile ai requisiti di prestazione e di sicurezza in uno specifico involucro d'impiego descritti in apposito Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica.

4.1.2. Il Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare potrà essere rilasciato dalla D.G.A.A. alla D.R.S. dell'aeromobile. Nel caso di *partnership* Internazionali la D.G.A.A. potrà rilasciare il Certificato o alla D.R.S. dell'aeromobile oppure alla *Partner Company* italiana, qualora quest'ultima lo richieda e dichiarerà quanto segue:

- la corresponsabilità sulla approvazione dei requisiti delle Specifiche dei sistemi progettati dalle altre *Partner Companies*;
- l'accesso a tutti i dati di progetto dell'aeromobile, anche per i sistemi progettati da altre *Partner Company*;
- la sua capacità interna di verificare l'applicabilità e la rispondenza della documentazione tecnica emessa dalle altre *Partner Company* a tutti i requisiti di prestazione e di sicurezza applicabili, formalizzati nel Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare.

4.1.3. La D.G.A.A. riconosce ai fini dell'Omologazione di Tipo Aeromobile i seguenti tipi di aeromobili:

• Velivoli da combattimento a decollo convenzionale
• Velivoli da combattimento a decollo verticale
• Velivoli da trasporto e soccorso
• Velivoli per l'addestramento
• Elicotteri ( <i>e convertiplani</i> )
• Alianti
• Aeromobili a Pilotaggio Remoto (APR-UAV-UCAV) <i>Non sono oggetto di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare ai sensi della presente AER.P-2:</i> <ul style="list-style-type: none"> <li>– <i>gli aeromodelli,</i></li> <li>– <i>gli aérobersagli,</i></li> <li>– <i>in generale tutti quei mezzi aerei a comando remoto non destinati al trasporto per aria di persone e cose o comunque progettati per soli scopi di addestramento e impiegati esclusivamente all'interno di poligoni militari.</i></li> </ul>

4.1.4. La verifica della rispondenza della configurazione ai requisiti di prestazione e di sicurezza definiti nel Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica è effettuata dalla Ditta Responsabile di Sistema tramite *Means of Compliance* oggetto di concordamento con la D.G.A.A. (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.

4.1.5. Nel caso in cui la Ditta Responsabile di Sistema abbia conseguito la D.O.M.A., le dichiarazioni di rispondenza al requisito dovranno essere emesse secondo i criteri prescritti dalla norma AER-P-10.

4.1.6. I risultati delle prove ottenuti nel rispetto del programma di sviluppo di un aeromobile possono essere utilizzati per supportare una Omologazione di Tipo Aeromobile, purchè la configurazione di prova di sviluppo sia rappresentativa della configurazione oggetto di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare.

4.1.7. Qualora un aeromobile oggetto di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare sia già in possesso di un Certificato di Tipo civile (oppure sia derivato da una versione di aeromobile con Certificato di Tipo civile), la D.G.A.A., procedendo come richiesto nella sezione 3.5, potrà:

- accettare senza ulteriori evidenze i livelli di sicurezza riconosciuti per una configurazione di aeromobile con Certificato di Tipo civile rilasciato da E.A.S.A. o da F.A.A. o altra Autorità civile riconosciuta, oppure qualora lo ritenesse necessario richiedere valutazioni di sicurezza integrative;
  - sulla base delle evidenze a supporto della Certificazione di Tipo civile e della dimostrazione del raggiungimento delle prestazioni richieste, emettere direttamente un Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare corrispondente alla medesima configurazione certificata civile e relative limitazioni di progetto, secondo le modalità esposte ai paragrafi 4.6.2, 4.6.3, 4.6.6, 4.6.7;
  - rilasciare un Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare, secondo le modalità esposte al paragrafo 4.6, per una nuova configurazione sviluppata a partire da quella civile. Essa potrà recepire le evidenze fornite all’Autorità civile e farà riferimento alle valutazioni di rispondenza al requisito di un Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica svolte dall’U.G.C.T. sugli a.c. specificatamente militari.
- 4.1.8. Qualora ad un aeromobile di competenza della D.G.A.A. sia applicabile una base di certificazione civile (C.S. o F.A.R.), la D.G.A.A. potrà richiedere alla Ditta di dimostrare la rispondenza ad alcuni codici di aeronavigabilità da concordare nel Piano di Omologazione. Il soddisfacimento di tali requisiti sancisce unicamente l’aeronavigabilità e non sostituisce i requisiti di prestazione del Capitolato Tecnico.
- 4.1.9. Qualora in un programma di sviluppo internazionale il Tipo di un aeromobile venga accettato dall’Agenzia preposta, la D.G.A.A. potrà recepire senza ulteriori valutazioni l’attività svolta a livello internazionale e, se la configurazione accettata corrisponde a quella da omologare nationalmente, procedere direttamente all’emissione del Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare.
- 4.1.10. Per gli aeromobili di Serie già iscritti nel Registro degli Aeromobili Militari e privi di Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare, 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, l’UGCT potrà procedere ad attivare un processo di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare all’atto del primo aggiornamento della configurazione con impatto sull’omologazione. In tale caso la Ditta Responsabile di Sistema dovrà definire il Tipo e presentare un’analisi di sicurezza, in accordo a requisiti concordati con l’UGCT nel Piano di Omologazione. L’Allegato Tecnico al Certificato di Omologazione di Tipo dovrà essere redatto in accordo ai requisiti della presente norma e seguendo lo standard riportato nell’Allegato D.

## **4.2 RICHIESTA DI OMOLOGAZIONE DI TIPO AEROMOBILE MILITARE**

La richiesta di Omologazione di Tipo di Aeromobile Militare dovrà essere inoltrata dalla Ditta interessata alla D.G.A.A. - Ufficio Generale di Coordinamento Tecnico 3° Ufficio, e per conoscenza all’U.T.T. nella cui giurisdizione si trova lo stabilimento ed il sedime aeroportuale dove saranno prodotti gli esemplari prototipi.

In allegato a tale richiesta dovrà essere presentata la documentazione indicata al numero 4.3.

## **4.3 DOCUMENTAZIONE E RIFERIMENTI**

La richiesta di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare dovrà contenere i documenti e riferimenti che seguono.

- 4.3.1. Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica contenente la descrizione dei requisiti di prestazione e di sicurezza, nonché il relativo inviluppo di impiego (il Capitolato Tecnico dovrà essere redatto in ottemperanza alle norme vigenti della D.G.A.A.).  
Il Capitolato Tecnico dovrà essere redatto in ottemperanza alla norma AER.P-6 edizione Settembre 2005 e successivi eventuali aggiornamenti.
- 4.3.2. Elenco dettagliato delle norme impiegate nella progettazione.

- 4.3.3. Piano di Omologazione (o *Qualification Program Plan*): definizione dei metodi utilizzati per dimostrare la rispondenza a ciascun requisito applicabile (*Means of Compliance*) e programma completo delle attività di verifica per l'Omologazione, compresa la pianificazione temporale delle medesime. In Allegato F alla presente norma si riporta una lista di *Means of Compliance* accettabili dalla D.G.A.A. per le verifiche di rispondenza ai requisiti.

#### **4.4 VERIFICHE DI OMOLOGAZIONE DI TIPO AEROMOBILE MILITARE**

- 4.4.1. Le verifiche di Omologazione di Tipo (analisi, ispezioni, prove a terra e in volo, analisi di sicurezza) verranno effettuate dalla Ditta Responsabile di Sistema in accordo al Piano di Omologazione approvato dal Capo del 3° Ufficio –UGCT della D.G.A.A..

- 4.4.2. Le prove a terra e in volo di uno o più aeromobili potranno essere effettuate, in accordo al programma approvato delle prove di Omologazione di Tipo, solamente dopo l'assegnazione del contrassegno di aeromobile prototipico o sperimentale, che verrà rilasciato dal 3° Ufficio dell'Ufficio Generale di Coordinamento Tecnico, 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 Omologazione di Tipo Aeromobile, relativamente agli obiettivi delle varie prove. La Ditta deve dichiarare nella procedura di prova la rappresentatività del *test item*.

La D.G.A.A. potrà disporre, a proprio insindacabile giudizio, circa la presenza di propri rappresentanti in qualsiasi fase delle prove stesse.

#### **4.5 ANALISI DI SICUREZZA (SAFETY ANALISYS)**

##### **4.5.1 GENERALITÀ**

- 4.5.1.1. La Ditta richiedente deve formulare un'analisi di sicurezza del progetto e fornire un risultato espresso per l'aeromobile in probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo, dovuto a condizioni di rischio generate da problemi tecnici agli a.c. dell'aeromobile stesso. Per la definizione di evento catastrofico si raccomanda di considerare quanto riportato nelle linee guida dell'Allegato G.

- 4.5.1.2. Per gli Aeromobili a Pilotaggio Remoto (A.P.R.), in accordo alle linee guida dell'Allegato G, non essendoci persone a bordo, si può considerare l'evento catastrofico come la perdita dell'aeromobile associata alla morte o al ferimento di persone (probabilità congiunta di perdere l'aeromobile e di colpire una persona in base alla densità di popolazione e all'area di dispersione dei detriti al suolo).

In tale caso, la Ditta deve fornire un risultato espresso sia in termini di probabilità cumulativa di evento catastrofico che di probabilità cumulativa di perdita del sistema per ora di volo, dovuto a condizioni di rischio generate da problemi tecnici agli a.c. dell'A.P.R. stesso: quest'ultimo valore viene combinato, secondo le linee guida contenute nell'Allegato G, con il valore dell'area di dispersione dei detriti al suolo e della densità di popolazione al fine di raggiungere il requisito di probabilità stabilito per l'evento catastrofico. Qualora la probabilità cumulativa di perdita del sistema sia uguale o inferiore al requisito previsto per la probabilità cumulativa di evento catastrofico non sarà necessario introdurre nell'analisi di sicurezza alcuna limitazione operativa per l'area di sorvolo in termini di densità di popolazione.

- 4.5.1.3. Il requisito cumulativo di probabilità di evento catastrofico (e di perdita dell'aeromobile per gli APR) da soddisfare deve essere fornito nel Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica.

Tale requisito dovrà essere stabilito dall'U.G.C.T. in fase di preparazione del Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica, per ciascun aeromobile in funzione della "expected service life" e delle dimensioni della flotta prevista (si veda Allegato G), della sua classe, delle sue prestazioni, della complessità dei sistemi progettati per soddisfare ai requisiti operativi, oppure di una sua eventuale derivazione da sistemi già esistenti e in uso presso le FF.AA. .

In Allegato G alla presente Norma si forniscono linee guida per stabilire il requisito cumulativo di affidabilità da includere nel Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica.

- 4.5.1.4. L'analisi di sicurezza del progetto deve dimostrare che non ci siano guasti singoli di un qualsivoglia a.c. di un sistema che conducano alla perdita dell'aeromobile. Tale requisito non è obbligatorio per gli A.P.R. di peso inferiore ai 150kg; tuttavia la D.G.A.A. si riserva la facoltà di richiederne l'applicazione qualora lo ritenesse necessario per talune condizioni di guasto.
- 4.5.1.5. La Ditta Responsabile di Sistema fornirà alla D.G.A.A. una Relazione finale di Analisi di Sicurezza necessaria ai fini del rilascio del Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare.
- 4.5.1.6. Nella sezione conclusiva della Relazione finale di cui al par. 4.5.1.5, 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.
- 4.5.1.7. La Ditta Responsabile di Sistema 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 D.G.A.A. potrà in ogni momento accedere alle informazioni di tali *database*.

## 4.5.2 REQUISITI DI SICUREZZA DELL'AEROMOBILE

- 4.5.2.1. In accordo ai requisiti metodologici generali della norma MIL-STD-882, la Ditta nel Piano di Omologazione o in uno specifico Piano per la Sicurezza (System Safety Program Plan) dovrà definire e concordare con l'U.G.C.T.:
- opportune categorie di severità delle condizioni di guasto [*Failure Conditions*] (Catastrofica, Critica, Maggiore, Minore);
  - opportuni livelli di probabilità delle condizioni di guasto (Frequente, Probabile, Occasionale, Remota, Improbabile);
  - un'opportuna matrice delle categorie di rischio e dei livelli di accettabilità del rischio per le condizioni di guasto, ottenuta combinando le categorie di severità e i livelli di probabilità suddetti (deve esistere una relazione inversa tra la probabilità di evento di una certa condizione di guasto e la severità degli effetti conseguenti). In Allegato G alla presente Norma si forniscono linee guida per stabilire in funzione della classe di aeromobile i livelli di accettabilità del rischio per la singola condizione di guasto.
- 4.5.2.2. In accordo alle raccomandazioni e linee guida delle ARP-4761 e ARP-4754 e dell'Allegato G alla presente norma, la Ditta fin dalle prime fasi deve sottoporre il progetto ad un'Analisi di Sicurezza che comprenda:
- 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");
  - almeno per le categorie di severità Catastrofica e Critica, un'analisi quantitativa, 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");
  - 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 (paragrafo 4.5.2.1);
  - l'identificazione di dispositivi di sicurezza, di dispositivi di avviso e di eventuali procedure appropriate e consolidate per mitigare il rischio.
- 4.5.2.3. La Ditta dovrà inoltre fornire i risultati dell'Analisi Zonale ("Hazard Zonal Analysis"), esito della valutazione critica del livello di sicurezza degli aspetti installativi.

## 4.5.3 REQUISITI DI RELIABILITY-MAINTENABILITY-TESTABILITY DELL'AEROMOBILE

- 4.5.3.1. La Ditta Responsabile di Sistema dovrà emettere una Relazione finale di *Reliability-Maintenability-Testability*, a dimostrazione dei requisiti dell'aeromobile richiesti nel Capitolato Tecnico ovvero nella Specifica Tecnica.
- 4.5.3.2. La Relazione finale di *Reliability-Maintenability-Testability* 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* e sul motore, relative procedure di ispezione, valutazioni sulle letture faticometriche, ecc.).
- 4.5.3.3. La Relazione finale di *Reliability-Maintenability-Testability* 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.
- 4.5.3.4. L'U.G.C.T.-3° Ufficio per la valutazione della sopracitata Relazione 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. 4.5.3.2 e 4.5.3.3 con le attività di verifica dei requisiti strutturali (fatica e corrosione) e delle analisi di sicurezza.
- 4.5.3.5. La Ditta Responsabile di Sistema dovrà garantire che le Pubblicazioni Tecniche Operative applicabili siano coerenti con la Relazione finale di *Reliability-Maintenability-Testability*.

#### 4.5.4 SOFTWARE

- 4.5.4.1. 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 ARP-4754 e la MIL-STD-882 (consultabili presso il 3° Ufficio U.G.C.T.). Al fine di determinare il ciclo di vita del software, si riconoscono almeno quattro classi di software:
- la prima legata alle funzionalità il cui malfunzionamento di software causa o concorre a determinare condizioni di guasto catastrofiche;
  - la seconda legata alle funzionalità il cui malfunzionamento di software causa o concorre a determinare condizioni di guasto critiche;
  - la terza legata alle funzionalità il cui malfunzionamento di software causa o concorre a determinare condizioni di guasto maggiori;
  - la quarta legata alle funzionalità il cui malfunzionamento di software causa o concorre a determinare condizioni di guasto minori.
- 4.5.4.2. Opportune scelte architetture (redundancy, partitioning, monitoring, dissimilarity, independency, ecc.) potranno, se dimostrate in modo soddisfacente per la D.G.A.A., giustificare eventuali declassamenti di alcuni Computer Software Items. La ARP-4754 può essere presa a riferimento come linea guida.
- 4.5.4.3. Classi di software più elevate, rispetto a quelle determinate in funzione della analisi di sicurezza, potrebbero essere richieste per motivi di maintenance o come requisito di prestazione da garantire per ottenere una affidabilità di missione superiore. Tali requisiti vanno precisati nel Capitolato Tecnico ovvero Specifica Tecnica.
- 4.5.4.4. La Ditta deve produrre e fornire alla D.G.A.A. almeno i seguenti documenti:
- documento dei requisiti e dell'architettura del software, nel quale la Ditta e la D.G.A.A. concorderanno l'assegnazione delle classi di software;
  - piano di sviluppo e di validazione del software, nel quale la Ditta e la D.G.A.A. 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.

- 4.5.4.5. Ai fini dell'Omologazione di Tipo Aeromobile Militare, sono oggetto di accertamenti da parte della D.G.A.A. le evidenze relative ai requisiti sul ciclo di vita del software per la prima e la seconda classe del paragrafo 4.5.4.1. In particolare per il software allocato a tali classi la D.G.A.A. 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.
- 4.5.4.6. La D.G.A.A. si riserva la facoltà di effettuare i medesimi accertamenti del paragrafo 4.5.4.5, o una loro parte, anche per le altre classi di software. In particolare si terrà in conto dell'esperienza della D.R.S. aeromobile e della Ditta fornitrice del SW 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..
- 4.5.4.7. La D.G.A.A. si riserva la facoltà di partecipare alle sessioni di Review e di Auditing tra la D.R.S. aeromobile e i suoi fornitori di software.
- 4.5.4.8. La configurazione del software deve essere parte del documento di configurazione dell'aeromobile riportato nel Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare.

## 4.6 CERTIFICATO DI OMOLOGAZIONE DI TIPO AEROMOBILE MILITARE

- 4.6.1. Al termine del processo di validazione del progetto dell'aeromobile, dopo l'esame delle relative evidenze da parte della D.G.A.A. (per esempio relazioni di calcolo, di prove a terra, di prove in volo, ecc. prescritte nel Piano di Omologazione di Tipo), la Ditta richiedente presenterà alla D.G.A.A. una Dichiarazione di Rispondenza e la D.G.A.A. redigerà il Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare (“*Military Aircraft Type Qualification Certificate*”). In Allegato B alla presente Norma si presentano le linee guida per la preparazione della Dichiarazione di Rispondenza e del Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare.
- 4.6.2. Nel Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare devono essere riportate le seguenti informazioni per l'esatta individuazione della configurazione dell'Aeromobile oggetto dell'Omologazione di Tipo Aeromobile Militare e delle limitazioni di progetto corrispondenti:
- denominazione dell'Aeromobile e identificativo della Ditta Progettatrice;
  - estremi del Capitolato Tecnico / Specifica Tecnica che definisce l'Aeromobile;
  - configurazione dell'Aeromobile;
  - principali caratteristiche, prestazioni e limitazioni di progetto.
- 4.6.3. L'Allegato Tecnico, contenente le principali caratteristiche e prestazioni dell'aeromobile e le limitazioni di progetto corrispondenti, costituisce parte integrante del Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare.
- L'Allegato Tecnico deve riportare in un'apposita appendice (Appendice 1 “*Non Compliance*”) tutti i requisiti del Capitolato Tecnico (ovvero Specifica Tecnica) dell'aeromobile, 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.

Ove le attività di Omologazione relative alle verifiche strutturali sull'aeromobile e sui suoi sistemi (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 con la dicitura "Tali operazioni vanno obbligatoriamente riportate nelle Pubblicazioni Tecniche Operative applicabili". È successivamente responsabilità della Ditta verificare che tali pubblicazioni recepiscono e dettaglino in modo chiaro ed esaustivo i contenuti dell'Allegato Tecnico.

Nel caso di sistemi complessi per i quali risulterebbe complicato riportare nell'Allegato Tecnico informazioni complete sugli aspetti operativi e manutentivi che risultano dalle attività di Omologazione, nell'Allegato stesso al Certificato si può richiedere il visto formale da parte dell'U.G.C.T. sulle sezioni rilevanti delle Pubblicazioni Tecniche Operative, che diverranno in tal caso parte integrante del Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare. Tale visto sarà seguito dalla data di apposizione e dal riferimento al Certificato di cui sopra.

L'Allegato Tecnico deve riportare in un'apposita appendice (Appendice 2 "Informazioni obbligatorie da inserire nelle Pubblicazioni Tecniche Operative applicabili") tutte le informazioni che derivano direttamente dal processo di Omologazione di Tipo Aeromobile, che la Ditta deve obbligatoriamente inserire nelle Pubblicazioni Tecniche Operative applicabili, precisando l'eventuale richiesta di visto formale da parte dell'U.G.C.T. sulle sezioni rilevanti delle stesse.

In Allegato D si riporta un modello da considerare come linea guida per la preparazione degli Allegati Tecnici ai Certificati di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare.

- 4.6.4. Il Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare 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'aeromobile, i relativi *Means of Compliance*, le relative relazioni di verifica dei requisiti, 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 3° Ufficio U.G.C.T..
- 4.6.5. I Certificati di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare sono redatti sulla base degli standard del 3° Ufficio U.G.C.T. della D.G.A.A.. Ciascun certificato viene emesso in duplice originale, di cui uno sarà custodito presso il 3° Ufficio U.G.C.T. della D.G.A.A. e l'altro consegnato alla Ditta.
- 4.6.6. Il Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare è firmato dal Direttore Generale o suo Delegato.
- 4.6.7. Il 3° Ufficio U.G.C.T. custodirà l'originale del Certificato di Omologazione di Tipo per quindici anni dopo la data di definitiva radiazione dall'impiego dell'aeromobile.  
Esso sarà inoltre competente a rilasciare copia conforme di tale documento per gli usi consentiti dalla Legge.
- 4.6.8. Tutta la documentazione prodotta a supporto del processo di Omologazione di Tipo Aeromobile dovrà essere custodita dalla Ditta detentrica del Certificato per un periodo di quindici anni dalla dismissione dell'aeromobile.

## 4.7 MODIFICHE DI UN TIPO DI AEROMOBILE MILITARE

Le modifiche alla configurazione di un Tipo di aeromobile già approvato attraverso un Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare, che possono anche variare l'involuppo d'impiego della Configurazione Base, vengono gestite in accordo alla classificazione e ai processi delle norme sulla Gestione della Configurazione (AER.00-00-5 e AER.00-00-6).

È responsabilità della D.R.S. dell'aeromobile, in coordinamento con la Ditta Progettatrice della modifica se diversa dalla D.R.S., dimostrare l'effetto della modifica sulle prestazioni e sulla sicurezza dell'aeromobile.

- 4.7.1. Un Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare risulta valido 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.

- 4.7.2. Sono soggette ai requisiti di questo articolo le modifiche relative ai sistemi maggiori dell'aeromobile (3.1.4).

La dimostrazione dell'effetto della modifica sulle prestazioni e sulla sicurezza dell'aeromobile verrà verificata, in coordinamento con l'U.G.C.T., dalla D.C. che definirà la categoria della modifica secondo il criterio sopraesposto.

Le Prescrizioni Tecniche Ditta (P.T.D.) relative alle modifiche di categoria *0A*, *ΔA* e *ΔB* dei sistemi maggiori, prima della loro autorizzazione da parte della D.C., dovranno essere preventivamente sottoposte all'U.G.C.T. per le attività inerenti al processo di Omologazione (cioè di verifica della dimostrazione di rispondenza ai requisiti applicabili).

Le P.T.D. relative alle modifiche di categoria *0B* saranno direttamente processate dalla D.C. per gli adempimenti di competenza.

- 4.7.3. Al termine delle attività di omologazione il 3° Ufficio U.G.C.T. della D.G.A.A. comunicherà l'esito positivo delle attività di omologazione, rilasciando un nullaosta all'autorizzazione della P.T.D. tramite successiva P.T.A.. L'emissione della P.T.A. da parte della D.G.A.A. rende esecutiva la relativa P.T.D., autorizzando l'introduzione della modifica. Con questo atto la D.G.A.A., sulla base del progetto e della verifica della dimostrazione di rispondenza ai requisiti applicabili di responsabilità della Ditta che ha emesso la P.T.D., dichiara che la configurazione modificata del Tipo Aeromobile è sicura e le prestazioni soddisfatte.

In alternativa, prima dell'approvazione della P.T.D. potrà essere rilasciato o revisionato un Certificato di Omologazione per il sistema modificato, che verrà assunto quale pre-requisito dalla D.C. per l'autorizzazione all'introduzione della modifica tramite P.T.A..

- 4.7.4. In accordo alla AER-P-10, la D.G.A.A. accetterà, senza ulteriori verifiche, la definizione della categoria di una modifica presentata da una D.R.S. di un aeromobile per cui la D.O.M.A. si applica.

- 4.7.5. In accordo alla AER-P-10, la D.G.A.A. accetterà, senza ulteriori verifiche, le dichiarazioni di rispondenza ai requisiti applicabili di una configurazione, che introduce una modifica di categoria *0A* al progetto di un Tipo di aeromobile, emessa da una Ditta che abbia conseguito la D.O.M.A.. In tale caso l'organizzazione di progettazione della Ditta approvata rilascerà, in vece dell'U.G.C.T., direttamente il nullaosta alla D.C. per le fasi successive del processo di autorizzazione della modifica.

- 4.7.6. In accordo alla AER-P-10, la D.G.A.A. potrà accettare, senza ulteriori verifiche, le dichiarazioni di rispondenza ai requisiti applicabili di una configurazione, che introduce una modifica di categoria *ΔA* o *ΔB* al progetto di un Tipo di aeromobile, emessa da una Ditta che abbia conseguito la D.O.M.A.. In tale caso la D.G.A.A. potrà consentire all'organizzazione di progettazione della Ditta approvata di rilasciare, in vece dell'U.G.C.T., direttamente il nullaosta alla D.C. per le fasi successive del processo di autorizzazione della modifica.

- 4.7.7. Le prove sperimentali necessarie in fase di autorizzazione all'impiego di una modifica alla configurazione (PTA) per la verifica degli impatti sull'Omologazione potranno essere svolte da Enti di Forza Armata. Qualora l'U.G.C.T. ritenesse tali prove idonee e sufficienti alla dimostrazione di rispondenza ai requisiti applicabili, la Ditta Responsabile di Sistema riceverà tali evidenze ed emetterà la PTD senza considerare gli oneri connessi allo svolgimento delle suddette prove.

## **4.8 REVISIONE E ADDENDUM AL CERTIFICATO DI OMOLOGAZIONE DI TIPO AEROMOBILE MILITARE**

Nel presente articolo si tratta della gestione di modifiche alla configurazione di un Tipo di aeromobile, già riconosciuto attraverso un Certificato di Omologazione, che abbiano un effetto significativo sull'inviluppo d'impiego della Configurazione Base, come nei casi di trasformazioni o di aeromobili ancora in fase di sviluppo.

Qualora tali modifiche alla configurazione siano da introdurre su tutti gli aeromobili dello stesso Tipo base, si procede alla emissione di una Revisione al Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare. 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 un Addendum al Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare.

4.8.1. La Revisione al Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare è il riconoscimento formale disposto dalla D.G.A.A. della rispondenza di una nuova configurazione di aeromobile ai requisiti di prestazione e di sicurezza del relativo Capitolato Tecnico ovvero Specifica Tecnica. La configurazione riportata nella Revisione al Certificato di Tipo diventa la nuova configurazione base dell'aeromobile.

4.8.2. Nel caso in cui non siano disponibili, nello stadio di sviluppo dell'Aeromobile, tutti gli elementi che consentano l'impiego sicuro di una configurazione di aeromobile nella totalità dell'inviluppo d'impiego finale descritto nel Capitolato Tecnico ovvero Specifica Tecnica, si potrà dare comunque corso ad una Omologazione di Tipo.

Con l'evolvere della configurazione, secondo i risultati ottenuti da successivi studi analitici e prove effettuate come dichiarato nel programma di sviluppo proposto dalla Ditta, si emetteranno nuove Revisioni del Certificato di Omologazione di Tipo fino al raggiungimento della rispondenza ai requisiti di prestazione del Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica.

4.8.3. L'Addendum al Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare è il riconoscimento formale disposto dalla D.G.A.A. della rispondenza di una variante di configurazione di aeromobile, che si sviluppa su una configurazione base già riconosciuta attraverso un Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare, a nuovi requisiti di prestazione e di sicurezza per l'aeromobile e/o alcuni dei suoi sistemi maggiori (punto 3.1.4), descritti in uno specifico Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica.

4.8.4. La Ditta Progettatrice della nuova configurazione con modifiche maggiori ai sistemi di cui al punto 3.1.4, che non richiedano una sostanziale riverifica di rispondenza ai principali requisiti di prestazione e di sicurezza dell'aeromobile rispetto alla configurazione base già omologata, farà richiesta per il rilascio della Revisione ovvero Addendum al Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare.

4.8.5. La D.G.A.A. valuterà l'entità delle modifiche alla configurazione dell'aeromobile di partenza per il raggiungimento della nuova configurazione da omologare e l'estensività delle nuove analisi e prove da effettuare per dimostrare la rispondenza ai requisiti applicabili.

Sulla base di tali valutazioni la D.G.A.A. deciderà se accettare la richiesta per il rilascio della Revisione ovvero Addendum al Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare, oppure se la Ditta Responsabile del Sistema dovrà richiedere il rilascio di un Certificato di Omologazione per un nuovo Tipo di Aeromobile Militare.

4.8.6. 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 4.1, 4.2, 4.3, 4.4, 4.5, 4.7.

## **4.9 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 Capo Ufficio Generale di Coordinamento Tecnico, considerati i Memoranda of Understanding, le procedure concordate tra i Paesi partecipanti al programma, coordinerà le relative attività di interfaccia con il programma di Omologazione ai sensi della presente Norma, tramite il 3° Ufficio U.G.C.T..

Il 3° Ufficio utilizzerà i risultati dell'attività di verifica delle evidenze svolta a livello internazionale, per supportare il rilascio del Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare Nazionale secondo quanto previsto dalla presente Norma.

## **5 IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE**

### **5.1 GENERALITÀ**

5.1.1. Per il riconoscimento di Idoneità all'Installazione di un sistema maggiore per il quale la presente norma è applicabile, valgono le prescrizioni generali del capitolo 2, per quanto applicabili.

5.1.2. La procedura di Idoneità all'Installazione si applica ai casi in cui un a.c. sia stato sviluppato con destinazione d'uso non specifica e che risulti conveniente introdurre sugli Aeromobili per i quali la presente Norma è applicabile.

5.1.3. Ogni sistema maggiore (punto 3.1.4), in cui un a.c. venga proposto da una Ditta quale sostituto di quello previsto nella configurazione originale dell'aeromobile, dovrà essere omologato in base alle disposizioni della presente Norma. Successivamente dovrà essere attivata la procedura di Idoneità alla Installazione sull'aeromobile per il quale il sistema viene proposto come sostituto di altro già installato.

In allegato E alla presente Norma si fornisce come linea guida un elenco dei sistemi maggiori da considerare oggetto di un processo di Idoneità all'Installazione.

5.1.4. Per tutti gli altri a.c. che non appartengono ai sistemi maggiori del punto 3.1.4, la verifica di Idoneità all'Installazione è comunque richiesta; tuttavia per essi la D.G.A.A. richiede unicamente una dichiarazione da parte della Ditta Progettatrice dell'a.c. sostituito, avallata dalla Ditta Responsabile di Sistema dell'aeromobile su cui verrà effettuata la sostituzione, che l'installazione del nuovo a.c. non comporta alcun deterioramento dei requisiti di prestazione e di sicurezza dell'aeromobile complessivo. Per questi a.c. la verifica di Idoneità all'Installazione verrà quindi effettuata ed attestata dalle suddette Ditte Progettatrici. La sostituzione dell'a.c. previsto nella configurazione approvata dell'aeromobile con un altro a.c. dovrà comunque essere autorizzata tramite P.T.A., ai sensi delle norme sul controllo di configurazione.

5.1.5. La D.G.A.A. potrà richiedere che, per uno specifico a.c. che non rientra nella classificazione di sistemi maggiori del punto 3.1.4, venga richiesta l'applicazione della procedura generale seguita per il riconoscimento dell'Idoneità all'Installazione dei sistemi maggiori dell'aeromobile.

5.1.6. La richiesta di Idoneità all'Installazione di un sistema maggiore su un determinato aeromobile può essere inoltrata d'iniziativa da parte della Ditta Responsabile di Sistema dell'aeromobile, oppure dalla Ditta Progettatrice del sistema che si vuole proporre quale sostituito, 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 D.G.A.A. da parte della Ditta Progettatrice del sistema maggiore che si vuole proporre quale sostituito.

5.2.1.2. La richiesta di accertamento della Idoneità all'Installazione di un sistema maggiore su un determinato aeromobile deve essere inoltrata dalla Ditta Progettatrice alla D.G.A.A. Ufficio Generale Coordinamento Tecnico – 3° Ufficio e per conoscenza alla Ditta Responsabile di Sistema dell'aeromobile e all'U.T.T. avente giurisdizione nello stabilimento della Ditta proponente.

5.2.1.3. La Ditta Progettatrice deve comunque assicurare preventivamente l'esplicito consenso e la collaborazione della Ditta Responsabile di Sistema 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 Responsabile di Sistema dell'aeromobile. La Ditta Progettatrice dell'a.c. presenterà alla D.G.A.A. i risultati di tale esame.
- 5.2.2.2. Se i risultati di tale esame sono positivi la Ditta Progettatrice dovrà specificare 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 Responsabile di Sistema 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 D.G.A.A. sulla base della richiesta contenuta nella proposta della Ditta proponente, avuto il parere positivo della Ditta Responsabile di Sistema 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 Responsabile di Sistema dell'aeromobile e/o la Ditta Progettatrice dell'a.c. di livello superiore, secondo il programma concordato con la D.G.A.A. e sotto la eventuale sorveglianza di rappresentanti della D.G.A.A.
- 5.2.4.2. La D.G.A.A. 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 D.G.A.A. 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'A.M. o presso Reparti operativi dell'A.M.  
A tali Laboratori od Enti Militari potranno essere ammessi, in qualità di osservatori, delegati sia della Ditta proponente che della Ditta Responsabile di Sistema 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 Responsabile di Sistema dell'aeromobile e/o della Ditta Progettatrice dell'a.c. di livello superiore e trasmessa all'Ufficio Generale Coordinamento Tecnico – 3° Ufficio della D.G.A.A., in copia all'U.T.T. competente.  
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 sostituito che della Ditta Responsabile di Sistema dell'aeromobile.

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

- 5.3.1. Nel caso che la richiesta di Idoneità all'Installazione venga avanzata dalla Ditta Responsabile di Sistema 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 D.G.A.A., Ufficio Generale Coordinamento Tecnico – 3° Ufficio, dopo aver esaminato tutta la documentazione ed i risultati delle prove effettuate.

Il Capo del 3° Ufficio U.G.C.T. della D.G.A.A., 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 3° Ufficio U.G.C.T..

- 5.4.5. I Certificati di Idoneità all'Installazione sono emessi sulla base di standard del 3° Ufficio dell'U.G.C.T. della D.G.A.A.. Ciascun certificato deve essere emesso in duplice originale di cui uno verrà custodito presso il 3° Ufficio – U.G.C.T. della D.G.A.A. e l'altro consegnato alla Ditta.

- 5.4.6. I Certificati di Idoneità all'Installazione sono firmati dal Direttore della D.G.A.A. o suo delegato. Il 3° Ufficio custodirà l'originale del Certificato di Idoneità per un periodo di quindici anni dalla definitiva radiazione dall'impiego dell'a.c. interessato. Esso sarà inoltre competente a rilasciare copia conforme di tale documento per gli usi consentiti dalla legge.

- 5.4.7. I Certificati di Idoneità devono essere tutti registrati e numerati a cura del 3° Ufficio, che ne conserverà l'originale e tutta la documentazione tecnica relativa.

- 5.4.8. Il Certificato di Idoneità all'Installazione può, a giudizio insindacabile della D.G.A.A., 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 quindici anni dalla dismissione dell'a.c..

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

- 5.5.1. La D.G.A.A. 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 3.5.

## **6 STANDARD DEI CERTIFICATI DI OMOLOGAZIONE, IDONEITÀ ALLA INSTALLAZIONE**

- 6.1. Gli standard relativi ai Certificati in argomento sono riportati in lingua italiana e inglese negli Allegati A, B, C della presente Norma.
- 6.2. La D.G.A.A. 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.

## **7 DIRETTIVE APPLICATIVE**

- 7.1. Il Capo Ufficio Generale Coordinamento Tecnico predisporrà le direttive applicative necessarie per l'attuazione della presente Norma. Tali direttive potranno essere variate nel tempo, purché non alterino lo spirito della presente Norma.

## ALLEGATI

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 Generale 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/costituiranno 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**  
**DIREZIONE GENERALE DEGLI ARMAMENTI AERONAUTICI**  
*Ufficio Generale di Coordinamento Tecnico*

**CERTIFICATO DI OMOLOGAZIONE**  
**N° .....**

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

.....  
 progettato dalla Ditta (*dati identificativi della Ditta Progettatrice*)

.....  
 nella configurazione (*riferimento ai documenti di configurazione / PN*)

.....  
 e successive eventuali modifiche approvate,

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

Il presente certificato

- viene rilasciato alla Ditta (*dati identificativi della Ditta detentrica*)
- sancisce la rispondenza ai requisiti di prestazione e sicurezza del Capitolato Tecnico/Specificazione Tecnica N°....., a meno delle *non-compliance* riportate nell'Appendice dell'Allegato Tecnico
- vincola l'uso a (*eventuale destinazione d'uso*)  
 .....  
 con le limitazioni di progetto riportate nell'Allegato Tecnico
- è basato sulle evidenze tecniche di verifica prodotte dalla Ditta Progettatrice 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 GENERALE**  
**O SUO DELEGATO**



**MINISTRY OF DEFENCE**  
**GENERAL DIRECTORATE OF AIR ARMAMENTS**  
*Technical Coordination General Office*

## 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*)...  
 and any further approved design change,

has been qualified according to AER-P-2 regulation.

#### 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
- limits system installation on (*eventual Aircraft/s destination*) ..... within the design limitations reported in the Technical Data Sheet
- is based on the technical verification evidences made by the above mentioned system designer Company 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,

**D.G.A.A. GENERAL DIRECTOR**  
**(OR HIS DEPUTY)**

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

**DICHIARAZIONE DI RISPONDENZA  
AL CAPITOLATO TECNICO/SPECIFICA TECNICA  
DELL'AEROMOBILE \_\_\_\_\_**

**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:** AEROMOBILE \_\_\_\_\_ P/N \_\_\_\_\_

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

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

che l'aeromobile \_\_\_\_\_ 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 l'aeromobile \_\_\_\_\_ 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 di Tipo Aeromobile Militare rilasciato dal Ministero della Difesa, Direzione Generale 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**  
**DIREZIONE GENERALE DEGLI ARMAMENTI AERONAUTICI**  
*Ufficio Generale di Coordinamento Tecnico*

**CERTIFICATO DI OMOLOGAZIONE DI TIPO**  
**AEROMOBILE MILITARE**  
**N° .....**

Si certifica che l'aeromobile (*denominazione aeromobile*) .....  
progettato dalla Ditta (*dati identificativi della Ditta Responsabile di Sistema*) .....  
nella configurazione base (*riferimento ai documenti di configurazione*).....  
e successive eventuali modifiche approvate,

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

Il presente certificato

- viene rilasciato alla Ditta (*dati identificativi completi della Ditta detentrica*)
- sancisce la rispondenza ai requisiti di prestazione e sicurezza del Capitolato Tecnico/Specificazione Tecnica N°....., a meno delle *non-compliance* riportate nell'Appendice dell'Allegato Tecnico
- dichiara l'aeronavigabilità all'interno delle limitazioni di progetto riportate nell'Allegato Tecnico
- è basato sulle evidenze tecniche di verifica prodotte dalla Ditta Responsabile di Sistema dell'aeromobile 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 GENERALE**  
**O SUO DELEGATO**



**MINISTRY OF DEFENCE**  
**GENERAL DIRECTORATE OF AIR ARMAMENTS**  
*Technical Coordination General Office*

**MILITARY AIRCRAFT**  
**TYPE QUALIFICATION CERTIFICATE**  
**N° .....**

It is hereby certified that the Aircraft (*Aircraft identification*).....  
 designed by the Company (*Aircraft Design Responsible identification*) .....  
 for the configuration (*reference to the Design Standard configuration document*).....  
 and any further approved design change,

has been qualified according to AER-P-2 regulation.

**This Certificate**

- is released to the Company (*Certificate holder identification*)
- declares compliance to the performance and safety requirements of the Aircraft Technical Specification N°....., except for the non-compliances reported in the Technical Data Sheet Appendix
- declares the Aircraft airworthiness within the design limitations reported in the Technical Data Sheet
- is based on the technical verification evidences made by the above mentioned Aircraft Design Responsible Company 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,

**D.G.A.A. GENERAL DIRECTOR**  
**(OR HIS DEPUTY)**



**MINISTERO DELLA DIFESA**  
**DIREZIONE GENERALE DEGLI ARMAMENTI AERONAUTICI**  
*Ufficio Generale di Coordinamento Tecnico*

**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,  
 sull'aeromobile (*destinazione d'uso*) .....

Il presente certificato:

- viene rilasciato alla Ditta (*dati identificativi della Ditta detentrica*) .....
- 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 prodotte dalla Ditta (*identificativo della Ditta responsabile delle verifiche: Ditta Responsabile di Sistema dell'Aeromobile oppure Ditta Progettatrice del presente sistema*) e sulle valutazioni tecniche effettuate dalla D.G.A.A. in conformità alla Norma AER-P-2 e riassunte nel Rapporto Tecnico di Idoneità all'Installazione N°..... depositato presso la D.G.A.A.-U.G.C.T. 3° Ufficio.

Roma,

**IL DIRETTORE GENERALE**  
**O SUO DELEGATO**



**MINISTRY OF DEFENCE**  
**GENERAL DIRECTORATE OF AIR ARMAMENTS**  
*Technical Coordination General Office*

## 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, 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 by the Company .....  
 (*identification of the Company responsible of the verification activities: either the Aircraft Design Responsible Company or the system designer Company*) and on the technical evaluations performed by D.G.A.A., according to AER-P-2 regulation requirements and summarized in the Fit-for-Installation Technical Report N°... filed in D.G.A.A. – Technical Coordination General Office.

Roma,

**IL DIRETTORE GENERALE**  
**O SUO DELEGATO**

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

## PREMESSA

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

Per gli aspetti non menzionati, la verifica della rispondenza puntuale ai requisiti del Capitolato Tecnico con le *Non Compliance* riscontrate è definita nel documento *Military Type Certification Basis Compliance Matrix* N° \_\_\_\_\_ del \_\_\_\_\_.

## 1 GENERALE

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

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

### 1.2 CERTIFICATO DI OMOLOGAZIONE MOTORE e ELICA

Certificato di Omologazione Motore N° \_\_\_\_\_, rilasciato da \_\_\_\_\_  
 Certificato di Omologazione Elica N° \_\_\_\_\_, rilasciato da \_\_\_\_\_

### 1.3 CARATTERISTICHE GEOMETRICHE

Dimensioni (con trittico dell'aeromobile)  
 Piano di Riferimento  
 Corda Media Aerodinamica (MAC)  
 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. 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.

## 3. LIMITI OPERATIVI

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

### 3.1 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.*

### 3.2 CONDIZIONI AMBIENTALI

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

### 3.3 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

### 3.4 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

Involuppo 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.

### 3.5 LIMITI DI IMPIEGO DEL SISTEMA PROPULSIVO

### 3.6 LIMITI DI IMPIEGO DELL'AUXILIARY POWER UNIT

### 3.7 LIMITI DI QUOTA (massima quota operativa)

### 3.8 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

### 3.9 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".

## 4. LIMITAZIONI DI PROGETTO

### 4.1 AEROSTRUTTURA

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

Velocità di progetto: Va (Velocità di manovra); Vd (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

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

Velocità minima di funzionamento

Inviluppo di riaccensione

Limiti di *windmillig*

Ecc.

### 4.3 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

## 5 SOFTWARE

Il presente Certificato di Omologazione 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)

## 6 SAFETY

Probabilità cumulativa di evento catastrofico a livello aeromobile

Affidabilità: *Mean Time Between Failure*

## 7 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)

## 8 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'aeronavigabilità 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

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

Identificativo Requisito	Requisito a Capitolato Tecnico / Specifica Tecnica	Compliance	Prestazione raggiunta	Commenti
		<i>Not Compliant</i>	Riportare il valore della prestazione raggiunta e dimostrata	

## 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 Omologazione di Tipo Aeromobile Militare	
--	--

Il presente Allegato alla Norma AER.P-2 fornisce, come linea guida, un elenco di Sistemi Maggiori da considerare oggetto dei processi di riconoscimento dell'Omologazione e dell'Idoneità all'Installazione.

Tale elenco potrebbe non essere esaustivo, in quanto in funzione delle specificità di nuovi aeromobili potrebbe essere necessario includerne altri che siano essenziali per un utilizzo in sicurezza dell'aeromobile. In tali casi, in accordo ai paragrafi 3.1.10 e 5.1.5 della presente Norma, la D.G.A.A. (la D.C. in coordinamento con l'U.G.C.T.) potrà richiedere che, per uno specifico aeromobile, venga in ogni momento richiesta l'Omologazione e/o l'Idoneità all'Installazione di a.c. non inclusi in tale elenco.

Vi potrebbero infine essere aeromobili in cui alcuni dei sistemi maggiori sottoelencati sono o assenti o non essenziali per l'utilizzo in sicurezza dello stesso. In tali casi la D.G.A.A. (la D.C. in coordinamento con l'U.G.C.T.) potrà non richiedere contrattualmente l'Omologazione e/o l'Idoneità all'Installazione di a.c. inclusi in tale elenco

a. Aerostruttura:

- struttura dell'aeromobile (fusoliera, superfici portanti, integrazione motore, integrazione carichi esterni);
- carrello;
- sistema di controllo del volo (superfici di controllo e sistemi di attuazione);
- sistema rotore o elica, sistema di trasmissione della potenza.

b. Propulsione:

- turbogetti e sistemi appartenenti;
- turboelica e sistemi appartenenti;
- turbomotori e sistemi appartenenti;
- motori a pistoni e sistemi appartenenti;
- statoreattori e sistemi appartenenti;
- motori a razzo e sistemi appartenenti;
- sistemi di controllo e monitoraggio del motore;
- eliche.

c. Sistemi essenziali al volo e allo svolgimento della missione (a.c. richiesti per lo svolgimento in sicurezza della missione):

- sistemi combustibile;
- sistemi di lubrificazione;
- sistemi idraulici;
- sistemi pneumatici;
- sistemi elettrici;
- sistemi antincendio;
- sistemi di condizionamento;
- sistema antighiaccio;
- strumenti e display;
- strumentazione di volo e sistemi indicativi del motore;
- sistemi di controllo per aumento della stabilità;
- sistemi di controllo del volo (*flight control system*);
- sistema di rilevamento dei dati dell'aria;
- sistemi di controllo della rampa di ingresso motore;
- sistemi di calcolo centrale e a.c. appartenenti (computer, bus, ...);
- sistemi di comunicazione;
- sistemi di guida del volo;
- sistemi di navigazione;
- sistemi di identificazione;
- sistemi radar;
- sistemi di controllo dell'armamento;
- a.c. per il combattimento;
- sistemi "crew escape" e di sopravvivenza;
- sistemi ossigeno;
- equipaggiamenti speciali per l'equipaggio;
- paracadute;
- paracadute freno;
- componenti a terra per il controllo remoto dei sistemi senza pilota (UAV).

Di seguito un elenco delle JSSG raccomandate come linee guida:

- 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:

- 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.

Infine si raccomanda la valutazione della seguente pubblicazione MIL-HDBK-516B (USA Department of Defence - Airworthiness Certification Criteria), la quale, oltre a una completa lista di norme e linee guida applicabili ai processi di omologazione sia del mondo militare che civile, fornisce complete e utili indicazioni delle valutazioni da compiere per assicurare l'aeronavigabilità di un aeromobile militare.

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).

Il presente Allegato alla Norma AER.P-2 fornisce, come linea guida, un elenco di *Means of Compliance* (MoC) ritenuti accettabili dalla DGAA per l'effettuazione delle verifiche di rispondenza ai requisiti di prestazione e sicurezza 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 D.G.A.A. 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>(1)</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 omologazione. La Ditta deve dimostrare e dichiarare formalmente la rappresentatività del <i>test item</i> nella procedura di prova.  La D.G.A.A. 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 omologazione. La Ditta deve dimostrare e dichiarare formalmente tale rappresentatività nella procedura di prova.  La D.G.A.A. 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 omologazione. La Ditta deve dimostrare e dichiarare formalmente tale rappresentatività nella procedura di prova.  La D.G.A.A. 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>1</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 D.G.A.A. 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 omologare. 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 D.G.A.A. richiede comunque che nella Compliance Matrix a chiusura delle attività di omologazione 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 omologare con un'altra configurazione già omologata dalla D.G.A.A..</p> <p>La Ditta deve dimostrare e dichiarare formalmente la rappresentatività, limitatamente al requisito specifico, del sistema simile già omologato con quello oggetto di omologazione, 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 D.G.A.A. 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 DGAA 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:

- le linee guida per individuare il requisito di *probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo* dovuto a causa tecnica da inserire nei Capitolati Tecnici o Specifiche Tecniche degli aeromobili;
- gli elementi per determinare nel Piano di Omologazione i livelli di accettabilità del rischio per singole condizioni di guasto (la matrice di accettabilità del rischio, secondo il metodo della MIL-STD-882);
- un metodo per calcolare la probabilità cumulativa di evento catastrofico per gli APR, sulla base dei risultati delle analisi di sicurezza e dei dati relativi alla densità di popolazione sul territorio nazionale.

Periodicamente, secondo le procedure previste, verranno emessi appositi aggiornamenti per migliorare nel tempo gli obiettivi di sicurezza in funzione dell'impiego di nuove tecnologie sempre più avanzate.

### **(G.1) PROBABILITA' CUMULATIVA DI EVENTO CATASTROFICO PER ORA DI VOLO**

Il requisito da fissare nel Capitolato Tecnico è espresso per l'aeromobile in termini di probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo dovuto a condizioni di rischio generate da problemi tecnici agli a.c.. Esso è stabilito considerando le ore cumulative della flotta (ovvero la "expected service life" e le dimensioni della flotta prevista). Di seguito si riportano alcuni valori massimi di riferimento da non superare, in funzione della classe di sicurezza dell'aeromobile (da S1 a S11), che costituiscono lo stato dell'arte al momento dell'emissione della norma:

Tipo di requisito dell'aeromobile	Classe di aeromobile <sup>2</sup>	Probabilità cumulativa di evento catastrofico
Aeromobili sviluppati su un requisito iniziale di tipo civile e successivamente integrati da modifiche di tipo militare alla configurazione, che abbiano ottenuto un Certificato di Omologazione di Tipo civile, o che ne abbiano in corso il relativo processo <sup>(3)</sup>	(S1) Aeroplani delle categorie "Normal", "Utility" e "Acrobatic" con singolo motore alternativo e peso <6000 lb	$\leq 1 \times 10^{-5}$ <sup>(4)</sup>
	(S2) Aeroplani delle categorie "Normal", "Utility" e "Acrobatic" con più di un motore alternativo o singolo motore a turbina e peso <6000 lb	$\leq 1 \times 10^{-6}$ <sup>(4)</sup>
	(S3) Aeroplani delle categorie "Normal", "Utility" e "Acrobatic" con peso $\geq 6000$ lb	$\leq 5 \times 10^{-7}$ <sup>(4)</sup>
	(S4) Aeroplani della categoria "Commuter" (S4) Aeroplani della categoria "Large Aircraft" (S4) Elicotteri della Categoria "Large Rotorcraft" con peso >20000 lb e qualsivoglia numero di passeggeri o $\leq 20000$ lb e un numero di passeggeri $\geq 10$	$\leq 1 \times 10^{-7}$ <sup>(4)</sup>
Aeromobili sviluppati su un requisito iniziale per missioni di tipo prettamente militare	(S5) Aeromobili da trasporto truppe e soccorso, ricognizione, pattugliatori marittimi, per rifornimento in volo, per missioni di Electronic Warfare, ecc.	$\leq 1 \times 10^{-6}$
	(S6) Aeromobili della categoria da combattimento, da addestramento, ecc.	monomotori: $\leq 1 \times 10^{-5}$ bimotori: tra $1 \times 10^{-6}$ e $5 \times 10^{-6}$

<sup>2</sup> Per la definizione delle classi di aeromobili di derivazione civile, fare riferimento alle normative EASA corrispondenti.

<sup>3</sup> Per ulteriore materiale esplicativo, si può consultare la documentazione interpretativa a supporto delle norme di aeronavigabilità utilizzate in campo civile. Si consultino per esempio: AC 23.1309-1C (Advisory Circular della FAR23); AC 25.1309—1A (Advisory Circular della FAR25); AMJ 25.1309 (Advisory Material della JAR25); AC 29.1309 (Advisory Circular della FAR29).

<sup>4</sup> Un eventuale fattore mitigante che degrada il livello di affidabilità dell'aeromobile nella configurazione del Certificato di Tipo civile può essere considerato per tenere in conto degli azzardi introdotti dagli a.c. della configurazione militare. Il valore del fattore mitigante da applicare dipende in modo sostanziale dall'entità delle differenze tra le configurazioni civile e militare. Si sottolinea inoltre che per i velivoli monomotore tali valori potrebbero essere ulteriormente mitigati, in quanto nel processo civile non si tiene in conto di tale contributo.

In accordo ai requisiti 4.5.1.1 e 4.5.1.2 della presente norma, anche per gli APR il requisito di sicurezza è espresso in termini di probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo dovuto a condizioni di rischio generate da problemi tecnici agli a.c. del sistema APR stesso, considerando le ore cumulative della flotta (ovvero la “*expected service life*” e le dimensioni della flotta prevista). Tuttavia, non avendo persone a bordo, si può assumere che un evento di perdita del sistema sia catastrofico quando tale perdita è associata alla morte o al ferimento di una o più persone. Pertanto il requisito da fissare nel Capitolato Tecnico per gli APR è costituito da due valori: la probabilità cumulativa di evento catastrofico e la probabilità cumulativa di perdita di sistema.

Poiché in base alla definizione di evento catastrofico per gli APR valori di probabilità di perdita del sistema inferiori consentono l'impiego su aree più densamente popolate, tale requisito deve essere fissato facendo direttamente riferimento ai requisiti operativi del Sistema APR.

Se la probabilità di perdita del sistema dimostrata dalle analisi di safety fosse uguale o inferiore al valore di probabilità cumulativa di evento catastrofico, l'APR potrebbe essere operato senza alcuna limitazione sulla densità di popolazione delle aree sorvolate. Qualora invece il requisito di probabilità di perdita del sistema non venga soddisfatto, per garantire il soddisfacimento al requisito relativo agli eventi catastrofici si introdurranno limitazioni maggiori sulla densità di popolazione delle aree sorvolate.

Di seguito si riportano alcuni valori massimi di riferimento, in funzione della classe di sicurezza dell'aeromobile:

Tipo di requisito dell'aeromobile	Classe di aeromobile	Probabilità cumulativa di evento catastrofico	Probabilità cumulativa di perdita sistema <sup>(5)</sup>
Aeromobili a Pilotaggio Remoto (APR)	(S7) Peso $\geq 20$ kg e $< 150$ kg ( <i>Leggeri</i> )	Catastrofico $\leq 1 \times 10^{-6}$	Perdita Sistema $\leq 5 \times 10^{-5}$
	(S8) Peso $\geq 150$ kg e $< 500$ kg ( <i>Tattici</i> )	Catastrofico $\leq 1 \times 10^{-6}$	Perdita Sistema $\leq 3 \times 10^{-5}$
	(S9) Peso $\geq 500$ kg e $< 6000$ lb (2720 kg) ( <i>Strategici</i> )	Catastrofico $\leq 1 \times 10^{-6}$	Perdita Sistema $\leq 1 \times 10^{-5}$
	(S10) Peso $\geq 6000$ lb e $< 10000$ kg ( <i>Strategici</i> )	Catastrofico $\leq 5 \times 10^{-7}$	Perdita Sistema $\leq 5 \times 10^{-6}$
	(S11) Peso $\geq 10000$ kg ( <i>Strategici</i> )	Catastrofico $\leq 1 \times 10^{-7}$	Perdita Sistema $\leq 1 \times 10^{-6}$

Per gli APR militari di peso inferiore ai 20 kg sono raccomandati i seguenti requisiti di sicurezza:

APR di peso $\geq 2$ kg e $< 20$ kg ( <i>Mini</i> ):		APR di peso $< 2$ kg ( <i>Micro</i> ):	
Catastrofico $\leq 5 \times 10^{-6}$	Perdita Sistema $\leq 1 \times 10^{-4}$	Catastrofico $\leq 1 \times 10^{-5}$	Perdita Sistema $\leq 1 \times 10^{-3}$

Il valore di probabilità per evento catastrofico fissato nel Capitolato Tecnico (o Specifica Tecnica), sulla base dei suddetti riferimenti e delle peculiari funzionalità possedute dall'aeromobile per svolgere la missione militare, rappresenta un obiettivo del progetto il cui mancato soddisfacimento deve essere giustificato da considerazioni di carattere ingegneristico per il raggiungimento di limiti tecnologici dello stato dell'arte (e.g. eventuale mitigazione derivante per i velivoli monomotore dal valore di affidabilità legato allo stato dell'arte dei motori).

I suddetti requisiti si applicano alla configurazione oggetto di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare. Per gli aeromobili in configurazione sperimentale o prototipica (AER.P-7) i livelli di sicurezza precedenti potranno essere presi a riferimento con opportune riduzioni che tengano in conto delle peculiarità della configurazione di sviluppo: il valore di probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo dovrebbe essere minore di  $1 \times 10^{-5}$ .

Si sottolinea che una particolare attenzione dovrà essere posta per evitare che il progetto introduca 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 del pilota (FMECA).

<sup>5</sup> Si raccomanda, ove fattibile, di adottare sugli APR segnalatori acustici e dispositivi di recupero di emergenza (e.g. paracadute), al fine di ridurre l'energia all'impatto e l'area di dispersione dei detriti al suolo. Tuttavia, per le analisi di sicurezza, nel calcolo della probabilità cumulativa di Perdita del Sistema è considerata perdita dell'APR anche la perdita su aree popolate con azionamento dei sistemi di recupero di emergenza.

**(G.2) MATRICE DI ACCETTABILITA' DEL RISCHIO**

Le definizioni relative alla severità della condizione di guasto (*failure condition*) potrebbero essere le seguenti:

CATEGORIA	DEFINIZIONE PER AEROMOBILI CON PILOTA A BORDO	DEFINIZIONI PER AEROMOBILI A PILOTAGGIO REMOTO (APR)
CATASTROFICA (CAT. 1)	<p>Condizione di guasto che potrebbe causare la perdita dell'aeromobile o di una sua parte o la morte di una o più persone.</p> <p>Condizione di guasto che potrebbe portare al ferimento mortale dovuto all'aeromobile degli operatori durante le operazioni a terra.</p>	<p>Condizione di guasto che potrebbe portare alla perdita dell'APR o di una sua parte associata alla possibilità che il velivolo ferisca o uccida una o più persone<sup>(6)</sup>.</p> <p>Condizione di guasto che potrebbe portare alla deviazione dalla rotta pianificata associata alla collisione con altro aeromobile con persone a bordo<sup>(7)</sup>.</p> <p>Condizione di guasto che potrebbe portare al ferimento mortale dovuto all'aeromobile degli operatori durante le operazioni a terra.</p>

<sup>6</sup> Si deve considerare la probabilità congiunta della perdita dell'aeromobile e della possibilità di colpire una persona, sulla base:

- dell'area di rischio al suolo (incluso nel volume operativo un'area di buffer che consideri le traiettorie di discesa peggiori legate alle failure del sistema APR);
- dell'area di dispersione dei detriti al suolo;
- della densità di popolazione computabile dai dati ufficiali dell'ultimo censimento ISTAT.

Si deve considerare anche 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.).

Si raccomanda di progettare un Flight Termination System e procedure di recupero di emergenza che, in condizioni di failure che potrebbero comportare la perdita del sistema, piloti automaticamente l'Air Vehicle in siti di recupero (scelti in fase di pianificazione della missione) per un atterraggio automatico convenzionale o terminato dall'apertura di un paracadute. L'atterraggio controllato di emergenza con spinta disponibile, su aree di recupero predefinite diverse dal sito di atterraggio previsto, è considerato come condizione critica (cat. 2) se avviene su siti non popolati (densità di popolazione nulla).

Il Flight Termination System deve essere protetto dalla possibilità di essere attivato inavvertitamente dall'operatore remoto.

<sup>7</sup> 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, in fase di Omologazione di Tipo Aeromobile saranno 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.

CATEGORIA	DEFINIZIONE PER AEROMOBILI CON PILOTA A BORDO	DEFINIZIONI PER AEROMOBILI A PILOTAGGIO REMOTO (APR)
CRITICA (CAT. 2)	<p>Condizione di guasto che potrebbe causare un danno grave a uno o più sistemi dell'aeromobile o un grave ferimento o malessere di una o più persone.</p> <p>Tale condizione potrebbe includere una importante riduzione dei margini di sicurezza o delle capacità funzionali.</p> <p>Tale condizione potrebbe comportare per l'equipaggio uno stato di malessere fisico e/o di elevato aumento del workload tali da compromettere lo svolgimento completo e accurato dei task legati alla condotta del volo.</p>	<p>Condizione di guasto che potrebbe portare alla perdita dell'APR, senza causare ferimento o morte di una o più persone.</p> <p>Condizione di guasto che potrebbe portare alla deviazione non voluta dalla rotta desiderata oltre i limiti di separazione richiesti per evitare il rischio di collisione con altro aeromobile, senza collisione con altro aeromobile con persone a bordo.</p> <p>Condizione di guasto che potrebbe causare un danno grave a uno o più sistemi dell'aeromobile.</p> <p>Tale condizione potrebbe includere una importante riduzione dei margini di sicurezza o delle capacità funzionali.</p> <p>Tale condizione potrebbe comportare per l'equipaggio della stazione remota di controllo un elevato aumento del workload tale da compromettere lo svolgimento completo e accurato dei task legati al controllo dell'APR.</p>
MAGGIORE (CAT. 3)	<p>Condizione di guasto che potrebbe causare un danno leggero a uno o più sistemi dell'aeromobile o un leggero ferimento o malessere di una o più persone.</p> <p>Tale condizione potrebbe includere una leggera riduzione dei margini di sicurezza (e.g. perdita individuabile di una ridondanza) o delle capacità funzionali.</p> <p>Tale condizione potrebbe comportare un significativo aumento del workload dell'equipaggio.</p>	<p>Condizione di guasto che potrebbe causare un danno leggero a uno o più sistemi dell'aeromobile.</p> <p>Tale condizione potrebbe includere una leggera riduzione dei margini di sicurezza (e.g. perdita individuabile di una ridondanza) o delle capacità funzionali.</p> <p>Tale condizione potrebbe comportare un significativo aumento del workload dell'equipaggio della stazione remota di controllo.</p>
MINORE (CAT. 4)	<p>Condizione di guasto che non causa danni rilevanti per la sicurezza a nessun sistema dell'aeromobile e nessun ferimento o malessere alle persone.</p> <p>Tale condizione potrebbe comportare un lieve aumento del workload dell'equipaggio.</p>	<p>Condizione di guasto che non causa danni rilevanti per la sicurezza a nessun sistema dell'aeromobile.</p> <p>Tale condizione potrebbe comportare un lieve aumento del workload dell'equipaggio della stazione remota di controllo.</p>

Si sottolinea quindi che per gli APR ogni *failure condition* che comporta la perdita del sistema (con probabilità  $P_{failure\ condition}$

legata al relativo tempo di esposizione), fissata la densità di popolazione ( $DP$ ) media dell'area da sorvolare (stimata come al §(G.3)), concorre a due contributi:

- ha una severità Catastrofica (con relativo *Hazard Risk Index*), quando combinata con la probabilità di colpire una o più persone;

$$P_{catastrofica} = P_{failure\ condition} \times \left( DP_{media} \times A_{dispersione\ detriti} \right)$$

- ha una severità Critica (con relativo *Hazard Risk Index*) in tutti gli altri casi.

$$P_{critica} = P_{failure\ condition} - P_{catastrofica}$$

Nella sezione (G.3) che segue, si presenterà un metodo per il calcolo dell'area di dispersione al suolo dei detriti.

I livelli di probabilità per le condizioni di guasto vanno definiti per ciascuna classe di aeromobile in funzione del requisito cumulativo di affidabilità per evento catastrofico fissato nel Capitolato Tecnico o Specifica Tecnica.

Si presenta di seguito linee guida, ricavate ove applicabile dallo stato dell'arte attualmente raggiunto in ambito civile:

Livelli di probabilità	FREQUENTE (A)	PROBABILE (B)	OCCASIONALE (C)	REMOTO (D)	IMPROBABILE (E)
(S1) Aeroplani delle categorie "Normal", "Utility" e "Acrobatic" con singolo motore alternativo e peso <6000 lb	$1 \times 10^{-3} \leq p$	$1 \times 10^{-4} \leq p < 1 \times 10^{-3}$	$1 \times 10^{-5} \leq p < 1 \times 10^{-4}$	$1 \times 10^{-6} \leq p < 1 \times 10^{-5}$	$p < 1 \times 10^{-6}$
(S2) Aeroplani delle categorie "Normal", "Utility" e "Acrobatic" con più di un motore alternativo o singolo motore a turbina e peso <6000 lb	$1 \times 10^{-3} \leq p$	$1 \times 10^{-5} \leq p < 1 \times 10^{-3}$	$1 \times 10^{-6} \leq p < 1 \times 10^{-5}$	$1 \times 10^{-7} \leq p < 1 \times 10^{-6}$	$p < 1 \times 10^{-7}$
(S3) Aeroplani delle categorie "Normal", "Utility" e "Acrobatic" con peso $\geq 6000$ lb	$1 \times 10^{-3} \leq p$	$1 \times 10^{-5} \leq p < 1 \times 10^{-3}$	$1 \times 10^{-7} \leq p < 1 \times 10^{-5}$	$1 \times 10^{-8} \leq p < 1 \times 10^{-7}$	$p < 1 \times 10^{-8}$
(S4) Aeroplani della categoria "Commuter" (S4) Aeroplani della categoria "Large Aircraft" (S4) Elicotteri della Categoria "Large Rotorcraft" con peso >20000 lb e qualsivoglia numero di passeggeri o $\leq 20000$ lb e un numero di passeggeri $\geq 10$	$1 \times 10^{-3} \leq p$	$1 \times 10^{-5} \leq p < 1 \times 10^{-3}$	$1 \times 10^{-7} \leq p < 1 \times 10^{-5}$	$1 \times 10^{-9} \leq p < 1 \times 10^{-7}$	$p < 1 \times 10^{-9}$
(S5) Aeromobili della categoria da trasporto truppe e soccorso, da ricognizione, pattugliatori marittimi, per rifornimento in volo, per missioni di Electronic Warfare, ecc.	$1 \times 10^{-3} \leq p$	$1 \times 10^{-5} \leq p < 1 \times 10^{-3}$	$1 \times 10^{-7} \leq p < 1 \times 10^{-5}$	$1 \times 10^{-8} \leq p < 1 \times 10^{-7}$	$p < 1 \times 10^{-8}$
(S6) Aeromobili della categoria da combattimento, da addestramento, ecc.	$1 \times 10^{-3} \leq p$	$1 \times 10^{-5} \leq p < 1 \times 10^{-3}$	$1 \times 10^{-7} \leq p < 1 \times 10^{-5}$	$1 \times 10^{-8} \leq p < 1 \times 10^{-7}$	$p < 1 \times 10^{-8}$
(S7-S8-S9) Aeromobili a Pilotaggio Remoto (peso <6000 lb)	$1 \times 10^{-3} \leq p$	$1 \times 10^{-4} \leq p < 1 \times 10^{-3}$	$1 \times 10^{-5} \leq p < 1 \times 10^{-4}$	$1 \times 10^{-6} \leq p < 1 \times 10^{-5}$	$p < 1 \times 10^{-6}$
(S10) Aeromobili a Pilotaggio Remoto (peso $\geq 6000$ lb e <10000 kg)	$1 \times 10^{-3} \leq p$	$1 \times 10^{-5} \leq p < 1 \times 10^{-3}$	$5 \times 10^{-7} \leq p < 1 \times 10^{-5}$	$5 \times 10^{-8} \leq p < 5 \times 10^{-7}$	$p < 5 \times 10^{-8}$
(S11) Aeromobili a Pilotaggio Remoto (peso $\geq 10000$ kg)	$1 \times 10^{-3} \leq p$	$1 \times 10^{-5} \leq p < 1 \times 10^{-3}$	$1 \times 10^{-7} \leq p < 1 \times 10^{-5}$	$1 \times 10^{-8} \leq p < 1 \times 10^{-7}$	$p < 1 \times 10^{-8}$

I livelli di severità e di probabilità per le singole condizioni di guasto si combinano come segue:

Hazard Risk Index (HRI)	(1) CATASTROFICA	(2) CRITICA	(3) MAGGIORE	(4) MINORE
(A) FREQUENTE	1A	2A	3A	4A
(B) PROBABILE	1B	2B	3B	4B
(C) OCCASIONALE	1C	2C	3C	4C
(D) REMOTO	1D	2D	3D	4D
(E) IMPROBABILE	1E	2E	3E	4E

Il criterio di accettabilità del rischio, secondo i requisiti della MIL-STD-882, per ciascuna categoria di aeromobile potrebbe essere il seguente:

<b>DECISIONE:</b>	<b>RISCHIO ALTO INACCETTABILE:</b> [è obbligatoria una revisione del progetto]	<b>RISCHIO SERIO INDESIDERABILE</b> : [l'accettazione di rischi indesiderabili deve essere autorizzata dal Direttore Tecnico (o suoi delegati), dopo aver valutato con l'UGCT la condizione di rischio ed eventuali misure correttive]	<b>RISCHIO MEDIO ACCETTABILE CON PROCESSO DI REVISIONE</b> [il rischio deve essere valutato e autorizzato dal Responsabile Tecnico di programma]	<b>RISCHIO BASSO ACCETTABILE SENZA PROCESSO DI REVISIONE</b>
(S1) Aeroplani delle categorie "Normal", "Utility" e "Acrobatic" con singolo motore alternativo e peso <6000 lb	1A, 1B, 1C, 1D, 2A, 2B, 2C, 3A	2D, 3B, 3C	1E, 2E, 3D, 3E, 4A, 4B	4C, 4D, 4E
(S2) Aeroplani delle categorie "Normal", "Utility" e "Acrobatic" con più di un motore alternativo o singolo motore a turbina e peso <6000 lb	1A, 1B, 1C, 1D, 2A, 2B, 2C, 3A	2D, 3B, 3C	1E, 2E, 3D, 3E, 4A, 4B	4C, 4D, 4E
(S3) Aeroplani delle categorie "Normal", "Utility" e "Acrobatic" con peso ≥6000 lb	1A, 1B, 1C, 1D, 2A, 2B, 2C, 3A	2D, 3B, 3C	1E, 2E, 3D, 3E, 4A, 4B	4C, 4D, 4E
(S4) Aeroplani della categoria "Commuter"  (S4) Aeroplani della categoria "Large Aircraft"  (S4) Elicotteri della Categoria "Large Rotorcraft" con peso >20000 lb e qualsivoglia numero di passeggeri o ≤20000 lb e un numero di passeggeri ≥10	1A, 1B, 1C, 1D, 2A, 2B, 2C, 3A	2D, 3B, 3C	1E, 2E, 3D, 3E, 4A, 4B	4C, 4D, 4E
(S5) Aeromobili della categoria da trasporto truppe e soccorso, da ricognizione, pattugliatori marittimi, per rifornimento in volo, per missioni di Electronic Warfare, ecc.	1A, 1B, 1C, 2A, 2B, 3A	1D, 2C, 2D, 3B, 3C	1E, 2E, 3D, 3E, 4A	4B, 4C, 4D, 4E
(S6) Aeromobili della categoria da combattimento, da addestramento, ecc.	1A, 1B, 1C, 2A, 2B, 3A	1D, 2C, 2D, 3B	1E, 2E, 3C, 3D, 3E, 4A	4B, 4C, 4D, 4E
(S7) APR di peso ≥20 kg e <150 kg	1A, 1B, 1C, 2A, 2B, 3A	1D, 2C, 2D, 3B	1E, 2E, 3C, 3D, 3E	4A, 4B, 4C, 4D, 4E
(S8) APR di peso ≥150 kg e <500 kg	1A, 1B, 1C, 1D, 2A, 2B, 3A	2C, 2D, 3B, 3C	1E, 2E, 3D, 3E, 4A	4B, 4C, 4D, 4E
(S9) APR di peso ≥500 kg e <6000 lb	1A, 1B, 1C, 1D, 2A, 2B, 2C, 3A	2D, 3B, 3C	1E, 2E, 3D, 3E, 4A	4B, 4C, 4D, 4E

(S10-S11) APR di peso $\geq 6000$ lb	1A, 1B, 1C, 1D, 2A, 2B, 2C, 3A	2D, 3B, 3C	1E, 2E, 3D, 3E, 4A	4B, 4C, 4D, 4E
--------------------------------------	-----------------------------------	------------	--------------------	----------------

Talvolta per aeromobili di classe S1, S2, S3 monomotori, a causa dell'attuale stato dell'arte nella progettazione dei motori, si è costretti ad accettare come "Indesiderabile" la condizione di rischio corrispondente alla perdita della spinta con livello di probabilità "Remoto" (1D).

Si sottolinea inoltre che la condizione 3C per la categoria S6, purchè non "Indesiderabile" per gli effetti sulla Sicurezza, potrebbe esserlo per aspetti di Affidabilità di Missione.

Per le condizioni di rischio Serio (indesiderabile) e Medio (accettabile con processo di revisione) deve essere valutata dal Management di Programma della Ditta la possibilità di stabilire provvedimenti correttivi per attenuare il rischio, quali per esempio: riprogettazione, introduzione di dispositivi di sicurezza, introduzione di dispositivi di monitoraggio e avviso affidabili, procedure appropriate affidabili e consolidate per gestire il rischio attraverso azioni dell'equipaggio in volo, azioni di ispezione e di manutenzione.

Le condizioni di rischio indesiderabili accettate devono essere in numero limitato e sempre corredate da giustificazioni di natura prettamente tecnica (per esempio la non-fattibilità di soluzioni alternative, il raggiungimento di limiti tecnici legati allo stato dell'arte, l'imaturità di tecnologie alternative, l'impiego obbligato di sistemi prettamente militari necessari allo svolgimento della missione, ecc.). Si raccomanda che gli eventi di rischio catastrofici remoti (1D) "indesiderabili" non superino mai il 10% del totale degli eventi catastrofici (un valore inferiore al 10% è auspicabile e una sua riduzione in futuro va perseguita).

Si raccomanda di valutare approfonditamente nell'analisi di sicurezza 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. La verifica che una *failure* latente non si sia verificata o la sua eventuale riparazione conseguente all'individuazione del guasto consentono di ridurre l'*exposure time* nei calcoli, con impatto significativo sulla probabilità che si verifichi la condizione di rischio combinata.

Si raccomanda di valutare ogni mezzo per ridurre la complessità e gli effetti sul *workload* dell'equipaggio delle azioni che gli sono richieste per operare l'aeromobile in condizioni di *failure* (tali azioni vanno riportate in modo chiaro e dettagliato nel manuale di volo e per le *failure* Catastrofiche e Critiche in modo sintetico anche nell'apposito paragrafo dell'Allegato Tecnico al Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare).

L'elenco delle condizioni di *failure* Critiche e Catastrofiche e la relativa probabilità di occorrenza dovrà essere fornito come sintesi nella sezione conclusiva della Relazione finale di *Safety* a livello aeromobile.

Tutte le azioni stabilite per ridurre il rischio e aventi impatti operativi e/o manutentivi dovranno essere chiaramente individuate nella sezione conclusiva della Relazione finale di *Safety* a livello aeromobile e riportate nell'Allegato Tecnico al Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare.

Per gli APR di peso inferiore ai 20 kg, si considera la seguente matrice degli HRI semplificata:

<i>Hazard Risk Index (HRI)</i> <i>APR &lt; 20kg</i>	(1) CATASTROFICO	(2) CRITICA	(3) MAGGIORE
(B) PROBABILE $1 \times 10^{-3} \leq p$	1B Inaccettabile	2B Inaccettabile	Accettabile
(C) OCCASIONALE $1 \times 10^{-4} \leq p < 1 \times 10^{-3}$	1C Inaccettabile	2C Indesiderabile	
(D) REMOTO $1 \times 10^{-5} \leq p < 1 \times 10^{-4}$	1D Indesiderabile	2D Accettabile	
(E) IMPROBABILE $p < 1 \times 10^{-5}$	1E Accettabile	2E Accettabile	

**(G.3) STIMA DELLA DENSITÀ DI POPOLAZIONE MEDIA DI AREE SORVOLATE DA APR**

Vengono di seguito fornite le linee guida per la stima preliminare della densità di popolazione media, in fase di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare di un APR, ammessa per realizzare un fissato obiettivo di probabilità cumulativa di evento catastrofico degli APR. Tale metodologia deriva dalla Advisory Circular FAA AC-431.35-1. Tale calcolo della densità di popolazione media viene effettuato al fine di valutare preliminarmente la compatibilità del valore di probabilità di perdita del sistema con i requisiti operativi delle Forze Armate.

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 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 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 dell'APR a bassa velocità (discesa da bassa quota, quindi senza attivazione del sistema di recupero, con media energia cinetica all'impatto)<sup>(8)</sup>.

Fissati come al paragrafo (G.1) i requisiti per la probabilità cumulativa di evento catastrofico e la probabilità di perdita dell'APR, secondo le definizioni riportate al paragrafo (G.2) per gli APR, la densità di popolazione media ( $DP$ ) si può ottenere dalla formula

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

dove  $A_1$ ,  $A_2$  e  $A_3$  sono aree calcolate (§(G.3.2)) 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*).

La  $DP$  media così stimata deve essere compatibile con i requisiti operativi per poter svolgere le missioni desiderate.

*Qualora il valore di probabilità di perdita del sistema dimostrato dalla Ditta coincida con il valore di probabilità cumulativa di evento catastrofico richiesto, non sarà necessario effettuare questo calcolo e il sistema APR potrà essere impiegato senza alcuna limitazione sulla densità di popolazione dell'area sorvolata.*

Nella sezione "Limitazioni operative" dell'Allegato Tecnico al Certificato di Omologazione 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.).

Si sottolinea che tale formula mette in relazione diretta il requisito operativo, legato alla densità di popolazione delle aree da sorvolare per compiere la missione, con il requisito di probabilità di perdita del sistema; quindi, per realizzare una determinata probabilità cumulativa di evento catastrofico, si dovrà stabilire il requisito di affidabilità intrinseca del sistema (comunque non inferiore a quanto raccomandato al paragrafo (G.1)) in base alla densità di popolazione delle aree di impiego derivanti dal requisito operativo di missione. In altri termini occorre che il requisito di affidabilità intrinseca derivi sia dai vincoli di *safety* (probabilità cumulativi di colpire qualcuno al suolo) che operativi (aree da sorvolare per compiere le missioni); infatti per questa ragione il paragrafo 4.5.1.3 per gli APR richiede di fissare nel Capitolato Tecnico il requisito di probabilità cumulativa per ora di volo sia di evento catastrofico che di perdita del sistema.

**(G.3.1) Probabilità dei vari scenari**

Le probabilità per i vari scenari sono le seguenti:

$$\begin{aligned} P_{scenario-1} &= P_{perdita-APR} \times (1 - P_{failure-sistema-recupero}) \times (1 - T_{\% Exposure-Time-flight-terminal-phases}) \\ P_{scenario-2} &= P_{perdita-APR} \times P_{failure-sistema-recupero} \times (1 - T_{\% Exposure-Time-flight-terminal-phases}) \\ P_{scenario-3} &= P_{perdita-APR} \times T_{\% Exposure-Time-flight-terminal-phases} \end{aligned}$$

<sup>8</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.

## (G.3.2) 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>9)</sup>:

$$A_1 = A_{geometrica-1} \times K_1$$

$$K_1 = \text{MAX} \left( 1.1; \text{MIN} \left( 7; 1.4 \times (E_{tot-1})^{0.2} \right) \right), \text{ dove } E_{tot-1} [kJ] = \frac{1}{2} \times MTOW \times \left( V_{z-chute}^2 + (0.40 \times V_{x-wind})^2 \right), \text{ assumendo un vento orizzontale}$$

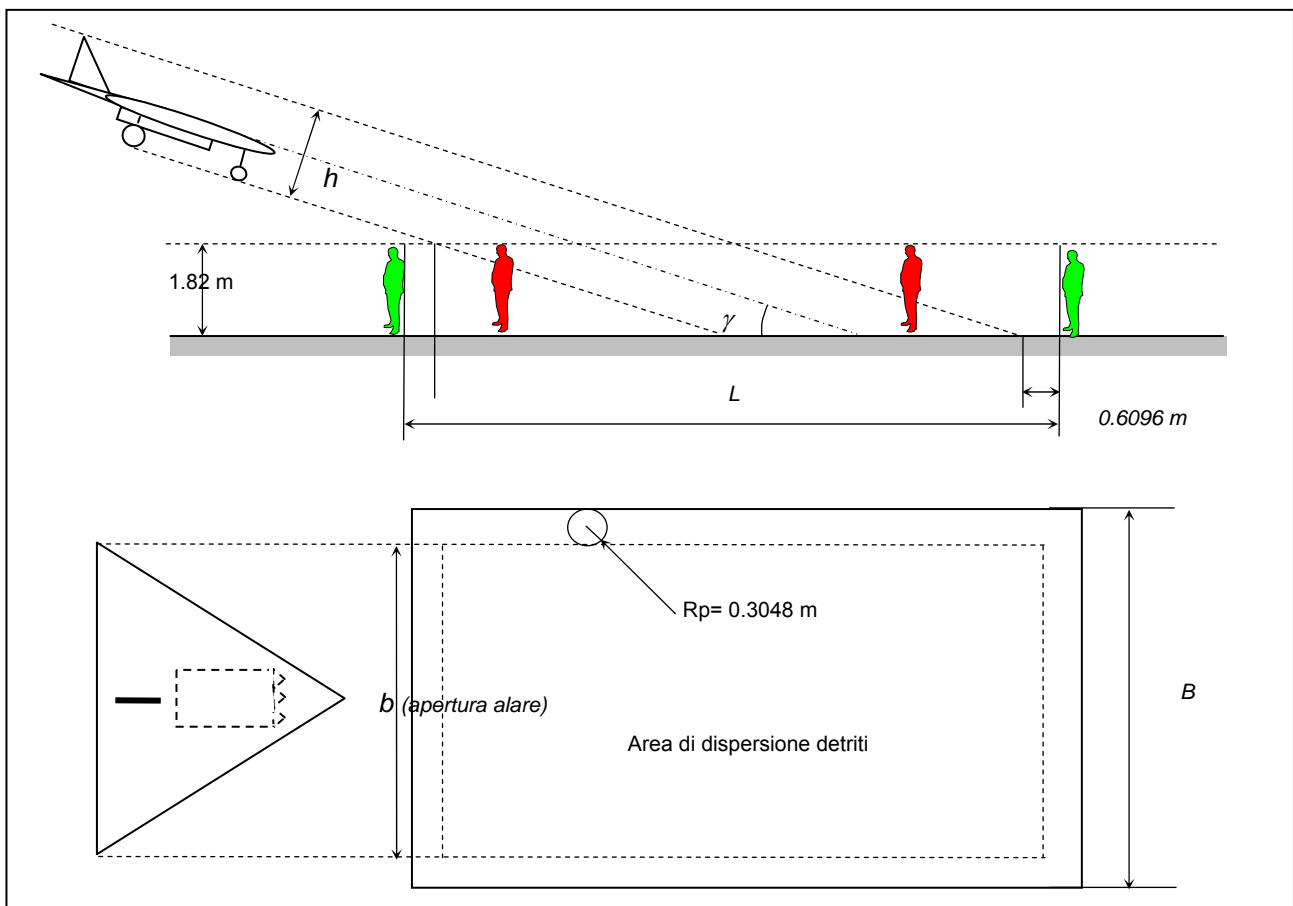
$$A_2 = A_{geometrica-2} \times K_2$$

$$K_2 = \text{MAX} \left( 1.1; \text{MIN} \left( 7; 1.4 \times (E_{tot-2})^{0.2} \right) \right), \text{ dove } E_{tot-2} [kJ] = \frac{1}{2} \times MTOW \times V_{dive}^2 + 0.90 \times (MTOW \times 9.81 \times h_{max-operativa})$$

$$A_3 = A_{geometrica-3} \times K_3$$

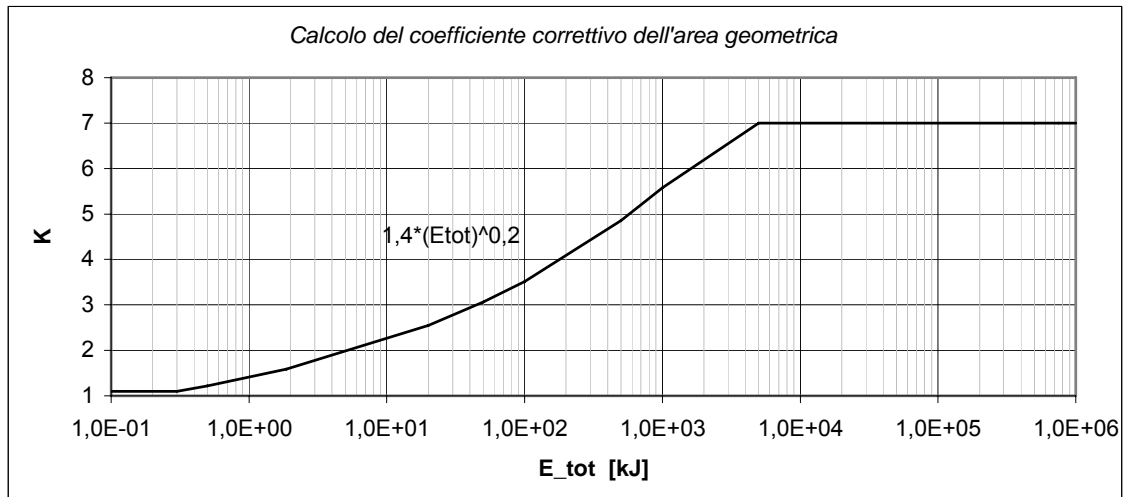
$$K_3 = \text{MAX} \left( 1.1; \text{MIN} \left( 7; 1.4 \times (E_{tot-3})^{0.2} \right) \right), \text{ dove } E_{tot-3} [kJ] = \frac{1}{2} \times MTOW \times (1.3 \times V_{stall})^2 + 0.95 \times (MTOW \times 9.81 \times h_{max-avvicinamento})$$

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.



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 DGAA, si raccomanda di utilizzare questa formula.

<sup>9)</sup> Il calcolo di tali aree potrà essere opportunamente corretto sulla base di esperienze di impatti a pari energia.



**(G.4) LA SICUREZZA DI MISSIONE DI UN APR: DETERMINAZIONE DELLA PROBABILITÀ CUMULATIVA DI EVENTO CATASTROFICO PER GLI APR UTILIZZANDO I DATI DI DENSITÀ DI POPOLAZIONE**

In questo paragrafo si definisce un metodo per calcolare la probabilità cumulativa di evento catastrofico 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 di *safety* della Specifica Tecnica, consente di valutare la sicurezza di missione su una definita area di impiego.

Infatti introdurre il concetto di densità di popolazione nella definizione di evento catastrofico implica collegare il valore cumulativo di *safety* al territorio da sorvolare, quindi a una particolare missione.

Pertanto la Forza Armata dovrà fornire all'UGCT-3° Ufficio:

- 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).

L'UGCT-3° Ufficio e la Forza Armata di concerto dovranno quindi valutare la sicurezza di missione, attraverso il calcolo della probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo associato alle aree sorvolate in modo che il valore calcolato sia inferiore a quello riportato nell'Allegato Tecnico al Certificato. Tale calcolo dovrà essere effettuato utilizzando i dati delle analisi di *safety* della Ditta (probabilità di perdita 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.

L'Allegato Tecnico al Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare dell'APR deve fornire tutti i dati necessari per tale calcolo:

- probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo;
- probabilità di perdita 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.3)	Exposure Time $\sum_i T_{\%i} = 1$	Probabilità $P_{TOL}$ (perdita di sistema nelle fasi TO-L) $P_{CFOFA}$ (perdita di sistema nelle fasi C-F1-O-F2-A) $P_{FTS}$ (perdita del Flight Termination System)	Area dispersione detriti al suolo $A_{TOL}$ (TO & L) $A^{LE}$ (Low Energy) $A^{ME}$ (Medium Energy) $A^{HE}$ (High Energy)	Densità di popol. media
Take Off (TO)	$S_{TOL}$	$T_{\%TO}$	$P_{TOL}$	$A_{TOL}$	$DP_{TO}$
Climb (C)	$S_3$	$T_{\%C}$	$P_{CFOFA}$	$A^{ME}$	$DP_C$
Ferry to the operative area (F1)	$S_1$	$T_{\%F1}$	$P_{CFOFA} * (1-P_{FTS})$	$A^{LE}$	$DP_{F1}$
	$S_2$		$P_{CFOFA} * P_{FTS}$	$A^{HE}$	
Operative area (O)	$S_1$	$T_{\%O}$	$P_{CFOFA} * (1-P_{FTS})$	$A^{LE}$	$DP_O$
	$S_2$		$P_{CFOFA} * P_{FTS}$	$A^{HE}$	
Ferry from the Operative area (F2)	$S_1$	$T_{\%F2}$	$P_{CFOFA} * (1-P_{FTS})$	$A^{LE}$	$DP_{F2}$
	$S_2$		$P_{CFOFA} * P_{FTS}$	$A^{HE}$	
Approach (A)	$S_3$	$T_{\%A}$	$P_{CFOFA}$	$A^{ME}$	$DP_A$
Landing (L)	$S_{TOL}$	$T_{\%L}$	$P_{TOL}$	$A_{TOL}$	$DP_L$

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

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

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 è riconducibile a quella del §(G.3), nell'ipotesi di densità di popolazione uniforme su tutta l'area sorvolata durante la missione; infine essa può essere ulteriormente raffinata e/o adattata in funzione della missione e delle aree da sorvolare individuando un numero maggiore di fasi significative:

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

**NOTA:**

*Si sottolinea che qualora il valore di probabilità di perdita del sistema dimostrato dalla Ditta coincida con il valore di probabilità cumulativa di evento catastrofico richiesto, non sarà necessario effettuare questo calcolo e il sistema APR potrà essere impiegato senza alcuna limitazione sulla densità di popolazione dell'area sorvolata.*

**(G.5) UTILIZZO DEI DATI DI DENSITÀ DI POPOLAZIONE PER L'IMPIEGO DI MINI E MICRO APR**

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 dell'APR dalla condizione di massima velocità e massima quota (scenario 2 del §(G.3));
- 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 §(G.4), 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 Omologazione di Tipo Aeromobile Militare, per i Micro/Mini APR viene calcolato come segue:

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

L'UGCT emetterà, sulla base dell'ultimo censimento ISTAT, un documento contenente i dati di densità di popolazione aggregati per località.

Per operare un Micro/Mini APR su una certa località occorre confrontare il valore della relativa densità di popolazione con quello riportato nell'Allegato Tecnico al Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare. Inoltre 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.6) SICUREZZA DELLA STRUTTURA**

La sicurezza della struttura sarà validata rispetto ai requisiti di integrità strutturale applicabili definiti nella specifica del Sistema Struttura. 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 sostanziati 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 aeronavigabilità 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 sostanziata in un documento specifico (chiamato per esempio "Criteri di progettazione strutturale") da sottoporre alla D.G.A.A..

Nella specifica del Sistema Struttura particolare attenzione dovrà essere riservata al concordamento con l'UGCT delle varie condizioni di carico. Oggetto di concordamento con l'UGCT 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 aeronavigabilità civili o dalle JSSG applicabili.

Al termine delle attività di validazione dei requisiti della specifica delle strutture, la Ditta Responsabile di Sistema 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. 4.5.3).

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-01 "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 D.G.A.A..

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 Omologazione di Tipo Aeromobile. La sintesi di tali risultati dovrà essere riportata nell'apposito paragrafo dell'Allegato Tecnico al Certificato di Omologazione di Tipo; il dettaglio delle attività ispettive e manutentive da svolgere dovrà essere riportato nelle Pubblicazioni Operative Applicabili.

**(G.7) SAFETY FORMULA**

Qui di seguito si propone infine un metodo per fissare i requisiti di sicurezza per gli aeromobili di nuovo sviluppo in funzione della “expected service life” e delle dimensioni della flotta prevista. Si osserva che questo metodo con flotte molto numerose impone requisiti di probabilità cumulativa di evento catastrofico talvolta più stringenti della tabella riportata all’inizio del presente allegato. Si rappresenta comunque il vantaggio sia economico che in termini di sicurezza di legare tale requisito alle dimensioni previste della flotta: infatti tale metodo considera anche il numero totale di ore volate dalla flotta in servizio (che determina la probabilità assoluta che l’evento si verifichi nella vita in servizio della flotta stessa) e nello stesso tempo giustifica la sostenibilità dei costi di sviluppo derivanti dal requisito di sicurezza. Si raccomanda di stabilire come requisito di probabilità cumulativo di evento catastrofico per ora di volo (*Aircraft Cumulative Catastrophic Failure Rate*) il valore più piccolo tra il risultato della presente formula e il valore della tabella presentata all’inizio dell’Allegato e comunque mai un valore inferiore a quello di tale tabella, che rappresenta lo stato dell’arte raggiunto al momento dell’emissione della norma.

Tale metodo consente anche di collegare la scelta del valore di probabilità cumulativa di evento catastrofico con i valori di probabilità della matrice di accettabilità del rischio, fissandone il livello di probabilità più basso (“Improbabile”, E) da utilizzare. Si osserva che per aeromobili appartenenti alle prime classi della tabella di accettabilità del rischio, agli aeromobili sviluppati su requisiti iniziali prettamente militari e agli Aeromobili a Pilotaggio Remoto la presente formula fissa valori più stringenti per il livello di probabilità “Improbabile”: si raccomanda di riferirsi, ove i limiti tecnologici lo consentano, ai risultati delle presente formula in quanto direttamente legati al *Total Exposure Time* della flotta (quindi alla probabilità assoluta che l’evento si verifichi nella vita in servizio della flotta); ove non fosse possibile per ragioni di fattibilità del progetto si raccomanda comunque di non utilizzare livelli di probabilità meno stringenti di quelli riportati nella sopraccitata tabella degli HRI.

$N_F$  = numero previsto di aeromobili della flotta

$ESL$  = Expected Service Life (fh)

$N_{EC}$  = numero atteso degli eventi catastrofici per la classe di aeromobili

$TET$  (Total Exposure Time) =  $N_f \times ESL$

$P_{IMPROBABLE} = \frac{1}{TET \times N_{EC}}$  , per la singola failure condition (1E):  $p < P_{IMPROBABLE}$

Caso di Matrice di accettabilità del rischio con eventi catastrofici remoti (1D) “indesiderabili” [si raccomanda che gli eventi di rischio catastrofici “remoti” “indesiderabili” non superino mai il 10% del totale degli eventi catastrofici; il restante 90% saranno “improbabili” (1E)]:

$P_{REMOTO} = P_{IMPROBABLE} \times 10$  (per le classi di aeromobili S1, S2, S3, S7, S8)

$P_{REMOTO} = P_{IMPROBABLE} \times 100$  (per le classi di aeromobili S4, S5, S6)

(1D):  $P_{IMPROBABLE} \leq p < P_{REMOTO}$

$P_{CUMUL\ CATASTR} = 0.9 \times N_{EC} \times P_{IMPROBABLE} + 0.1 \times N_{EC} \times \left( \frac{P_{REMOTO} + P_{IMPROBABLE}}{2} \right) =$

$= 1.45 / TET$  (per le classi di aeromobili S1, S2, S3, S7, S8)

$= 5.95 / TET$  (per le classi di aeromobili S4, S5, S6)

Caso di Matrice di accettabilità del rischio con eventi catastrofici “remoti” (1D) “inaccettabili” (es. aeromobili di derivazione civile, classe di safety S4):

$P_{CUMUL\ CATASTR} = N_{EC} \times P_{IMPROBABLE} =$   
 $= 1 / TET$

Si nota che l’impiego di questa formula riconduce il requisito di probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo (numericamente pari al tasso di guasto d’ora in poi individuato col simbolo  $\lambda$ , *Cumulative Catastrophic Failure Rate*) alla scelta del coefficiente  $\lambda \times TET$ . Come dimostrato dalle formule che seguono (G.8) tale coefficiente determina la probabilità assoluta di evento catastrofico calcolata sul numero di ore volate dalla flotta.

In particolare si dimostrerà che il significato statistico del coefficiente  $K$  da utilizzare nella *Safety Formula*  $\left[ \lambda (P_{CUMUL-CATASTR}) = K / TET \right]$  è di stimare il numero di eventi catastrofici che si verificano su una flotta di  $N_f$  aeromobili impiegati per  $ESL$  ore ciascuno ( $TET = N_f \times ESL$ ).

Infine di seguito ((G.8)) si mostrerà quantitativamente l’effetto di assumere nella formula che gli 1D siano in numero minore del 10% del totale degli eventi catastrofici, giustificando statisticamente una sua progressiva riduzione per i progetti futuri.

Si riportano alcuni esempi di applicazione della "Safety Formula" a titolo esplicativo:

Classe di sicurezza	N <sub>F</sub> , ESL, N <sub>EC</sub>	P <sub>IMPROBABILE</sub>	P <sub>REMOTO</sub>	(1D) "Indesiderabile"	(1D) "Inaccettabile"
				P <sub>CUMUL-CATASTR</sub>	P <sub>CUMUL-CATASTR</sub>
(S1) Aeroplano della categoria "Utility"/"Acrobatic" con singolo motore alternativo e peso <6000 lb	N <sub>F</sub> =50 ESL=12000 N <sub>EC</sub> =10	1.7x10 <sup>-7</sup>	1.7x10 <sup>-6</sup>	Se failure motore catastrofica ricade in (1D) 2.4x10 <sup>-6</sup>	Se failure motore catastrofica ricade in (1E) 1.7x10 <sup>-6</sup>
(S3) Aeroplano della categorie "Acrobatic" con singolo motore a turbina e peso ≥6000 lb	N <sub>F</sub> =150 ESL=12000 N <sub>EC</sub> =50	1.1x10 <sup>-8</sup>	1.1x10 <sup>-7</sup>	Se failure motore catastrofica ricade in (1D) 8.1x10 <sup>-7</sup>	Se failure motore catastrofica ricade in (1E) 5.5x10 <sup>-7</sup>
(S5) Aeroplano della categoria da trasporto truppe e soccorso	N <sub>F</sub> =250 ESL=25000 N <sub>EC</sub> =100	1.6x10 <sup>-9</sup>	1.6x10 <sup>-7</sup>	9.5x10 <sup>-7</sup>	
(S6) Aeroplano della categoria da combattimento	N <sub>F</sub> =500 ESL=6000 N <sub>EC</sub> =100	3.3x10 <sup>-9</sup>	3.3x10 <sup>-7</sup>	2x10 <sup>-6</sup>	
(S6) Aeroplano della categoria da addestramento	N <sub>F</sub> =500 ESL=12000 N <sub>EC</sub> =100	1.7x10 <sup>-9</sup>	1.7x10 <sup>-7</sup>	9.9x10 <sup>-7</sup>	
(S9) Aeroplano con singolo motore alternativo a Pilotaggio Remoto (peso compreso tra 500 kg e 6000 lb)	N <sub>F</sub> =200 ESL=5000 N <sub>EC</sub> =10	1x10 <sup>-7</sup>	1x10 <sup>-6</sup>	Se failure motore catastrofica ricade in (1D) 1.5x10 <sup>-6</sup>	Se failure motore catastrofica ricade in (1E) 1x10 <sup>-6</sup>
(S10) Aeroplano a Pilotaggio Remoto (peso ≥6000 lb e <10000 kg)	N <sub>F</sub> =250 ESL=8000 N <sub>EC</sub> =50	1x10 <sup>-8</sup>	1x10 <sup>-7</sup>		5x10 <sup>-7</sup>

Tali esempi mostrano che la "Safety Formula" garantisce un generale miglioramento dei requisiti di sicurezza dell'aeromobile.

### (G.8) SIGNIFICATO STATISTICO DELLA SAFETY FORMULA

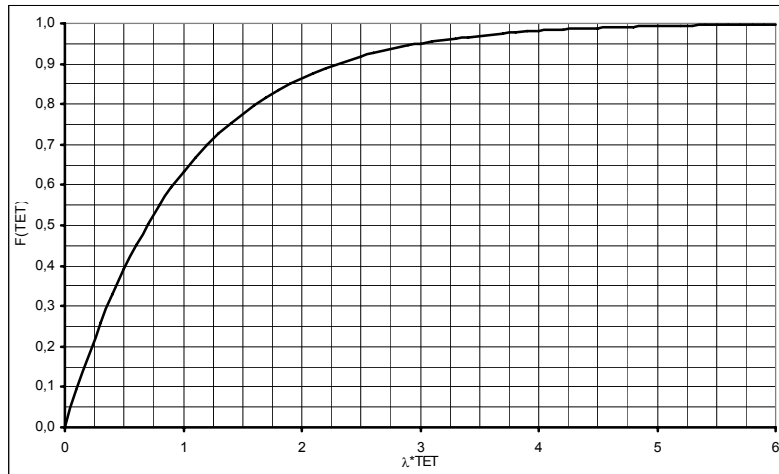
Di seguito si presenta per completezza di informazione la probabilità assoluta di un evento catastrofico calcolata sul numero di ore volate dalla flotta (*Total Exposure Time - TET*). Per i guasti di natura casuale, caratterizzati da un tasso di guasto costante nel tempo (escludendo quindi mortalità infantile e usura), valgono le seguenti formule, dove  $f(t)$  è la funzione di densità di probabilità di *failure* catastrofica a livello aeromobile,  $F(TET)$  è la probabilità assoluta che si verifichi un evento catastrofico durante il periodo in servizio della flotta,  $\lambda$  è il tasso di guasto di evento catastrofico (è il requisito di safety della presente norma, pari a meno dell'*Exposure Time* alla probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo) definito come  $\lambda = -\frac{1}{R} \frac{dR}{dt}$  (dove  $R(t) = 1 - F(t)$  è l'*affidabilità al tempo t*):

$$f(t) = \lambda e^{-\lambda t}$$

$$F(TET) = \int_0^{TET} f(t) dt = 1 - e^{-\lambda \cdot TET}$$

Si riportano in tabella e in figura i risultati ottenuti in termini di probabilità assoluta di un evento catastrofico in un periodo di tempo pari al *TET* in funzione del valore richiesto in base alla formula di safety per il  $\lambda \cdot TET$ :

$\lambda \cdot TET$	$F(TET)$
1	63,2%
1,5	77,7%
2	86,5%
2,5	91,8%
3	95,0%
3,5	97,0%
4	98,2%
4,5	98,9%
5	99,3%
5,5	99,6%
6	99,8%

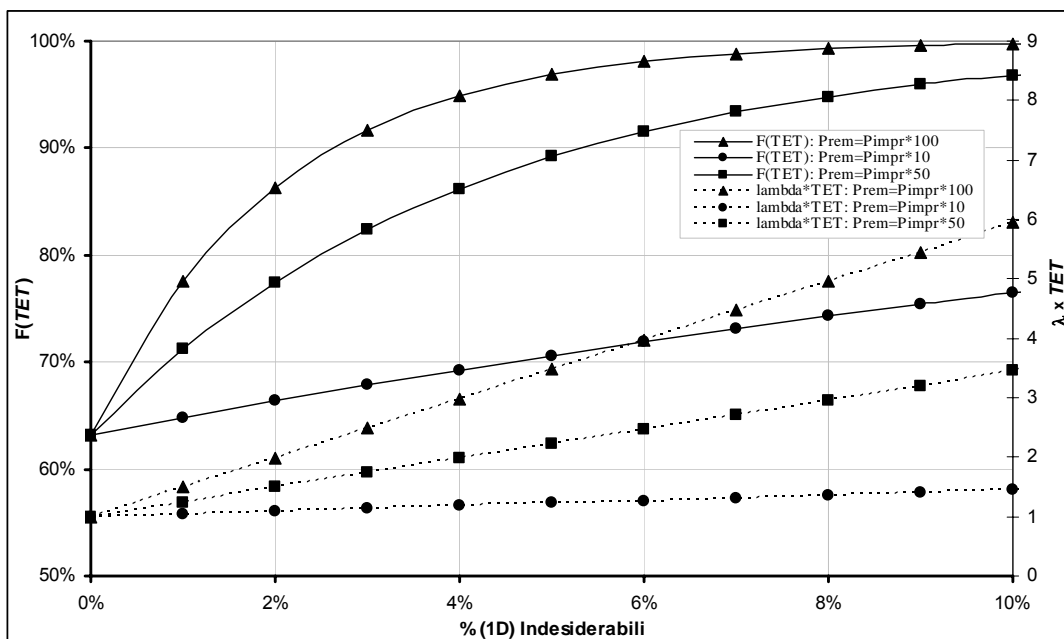


In particolare facendo riferimento alla *Safety Formula* proposta, si ottiene che

- al requisito di safety  $P_{CUMUL-CATASTR}=1.45/TET$ , corrisponde una probabilità assoluta che si verifichi un evento catastrofico durante la *TET* pari a 76.5%;
- al requisito di safety  $P_{CUMUL-CATASTR}=5.95/TET$ , corrisponde una probabilità assoluta che si verifichi un evento catastrofico durante la *TET* pari a 99.7%;
- al requisito di safety  $P_{CUMUL-CATASTR}=1/TET$ , corrisponde una probabilità assoluta che si verifichi un evento catastrofico durante la *TET* pari a 63.2%;
- per ottenere che la probabilità assoluta di evento catastrofico durante la *TET* scenda al di sotto del 50%, servirebbe un requisito di safety circa inferiore a  $0.7/TET$ ;
- per ottenere che la probabilità assoluta di evento catastrofico durante la *TET* scenda al di sotto del 90%, servirebbe un requisito di safety circa inferiore a  $2.3/TET$ .

Al momento di fissare il requisito di sicurezza del progetto si raccomanda di valutarne l'impatto sulla probabilità assoluta che si verifichi l'evento catastrofico durante il periodo in servizio della flotta ( $F(TET)$ ); questa valutazione potrebbe anche indurre, qualora non vi fossero limiti tecnologici di fattibilità, a scegliere valori di  $\lambda \times TET$  più bassi al fine di aumentare la sicurezza d'impiego della flotta (si sottolinea che valori maggiori di 2.3 corrispondono a probabilità assolute di evento catastrofico superiori al 90%).

Infine nella figura seguente si mostra l'effetto di una riduzione della percentuale delle condizioni di failure catastofiche remote indesiderabili (1D) sulla probabilità assoluta di evento catastrofico durante la vita in servizio della flotta: come si è detto sopra, la formula di safety proposta fa l'assunzione che le condizioni 1D siano sempre in numero inferiore al 10% del totale degli eventi catastrofici, ma auspica una progressiva riduzione per i progetti futuri fino ad eliminare completamente queste condizioni dai requisiti iniziali di progetto.



Tale figura mostra come si possa perseguire l'obiettivo di ridurre la probabilità assoluta di evento catastrofico durante la vita in servizio della flotta, riducendo la percentuale degli eventi catastrofici indesiderabili (1D): per esempio per le classi di safety S5-S6 (per le quali nella formula di safety si è precedentemente assunto che la soglia di probabilità degli eventi remoti fosse pari a 100 volte il valore della soglia di probabilità degli eventi improbabili) ridurre il numero degli 1D dal 10% al 3% comporta una diminuzione della probabilità assoluta di evento catastrofico dal 99.7% al 91.7%.

Infine la figura riporta anche una curva corrispondente a una soglia di probabilità degli eventi remoti assunta pari a 50 volte il valore della soglia di probabilità degli eventi improbabili.

Si sottolinea che il risultato della formula di safety ottenuto per le classi di aeromobili S5-S6 (requisito di safety  $P_{CUMUL-CATASTR} = 5.95/TET$ ) corrisponde a una probabilità assoluta di evento catastrofico durante la  $TET$  molto vicino al 100% (precisamente pari al 99.7%). La figura precedente mostra che, applicando alle classi di aeromobili S5-S6 una soglia di probabilità degli eventi remoti pari a 50 volte il valore della soglia di probabilità degli eventi improbabili (anziché 100 come nella tabella degli HRI soprariportata) si ottiene un importante riduzione della probabilità assoluta di evento catastrofico durante la vita in servizio della flotta. Si raccomanda pertanto per queste classi di aeromobili di valutare la fattibilità tecnica di un progetto in cui le soglie di probabilità per gli eventi indesiderabili (1D) siano le seguenti:

Livelli di probabilità	FREQUENTE (A)	PROBABILE (B)	OCCASIONALE (C)	REMOTO (D)	IMPROBABILE (E)
	$1 \times 10^{-3} \leq p$	$1 \times 10^{-5} \leq p < 1 \times 10^{-3}$	$\frac{50}{TET \times N_{EC}} \leq p < 1 \times 10^{-5}$	$\frac{1}{TET \times N_{EC}} \leq p < \frac{50}{TET \times N_{EC}}$	$p < \frac{1}{TET \times N_{EC}}$
Aeromobili delle categorie di safety (S4-S5-S6)	Ipotesi: Eventi 1D = 10% $N_{EC}$				
	$P_{CUMUL-CATASTR} = 0.9 \times N_{EC} \times P_{IMPR} + 0.1 \times N_{EC} \times \left( \frac{P_{REM} + P_{IMPR}}{2} \right) = 3.45/TET \Rightarrow F(TET) = 1 - e^{-3.45} = 96.8\%$				
	Ipotesi: Eventi 1D = 5% $N_{EC}$				
	$P_{CUMUL-CATASTR} = 0.95 \times N_{EC} \times P_{IMPR} + 0.05 \times N_{EC} \times \left( \frac{P_{REM} + P_{IMPR}}{2} \right) = 2.23/TET \Rightarrow F(TET) = 1 - e^{-2.23} = 89.2\%$				

Si fornisce un'ulteriore rappresentazione statistica dell'impatto che la scelta del requisito di probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo (*Aircraft Cumulative Catastrophic Failure Rate*) ha sulla probabilità assoluta di evento catastrofico.

In particolare si è fino ad ora insistito sul significato statistico della  $F(TET)$ , in quanto il tempo  $TET$  è ritenuto rappresentativo per la sicurezza del terzo sorvolato ed è considerato il tempo di vita del progetto; quindi  $F(TET)$  è come se indicasse il risultato probabilistico di un esperimento in cui gli individui di una popolazione iniziale vengono testati per  $TET$  ore e  $F(TET)$  è la percentuale degli individui sui quali si è verificato l'evento catastrofico entro il tempo  $TET$ ; parimenti  $F(TET)$  indica la probabilità che per eventi di natura casuale (escludendo quindi mortalità infantile e usura) un unico esemplare (cioè il progetto) sperimenti l'evento catastrofico in  $TET$  ore.

Ora si vuole porre l'attenzione sugli effetti del requisito di sicurezza sulla probabilità assoluta di evento catastrofico calcolata sul numero di ore volate dal singolo esemplare costruito (*Expected Service Life - ESL*). La  $F(ESL)$ , calcolata come

$$F(ESL) = \int_0^{ESL} f(t) dt = 1 - e^{-\lambda \cdot ESL},$$

indica la probabilità che un singolo esemplare di aeromobile, costruito in accordo a un progetto caratterizzato da un certo *Catastrophic Failure Rate*  $\lambda$ , sperimenti l'evento catastrofico nel corso della sua vita ( $ESL$ ). Parimenti su una popolazione iniziale di  $N_f$  aeromobili che operano tutti per  $ESL$  ore, il numero di individui sui quali si verifica l'evento catastrofico al termine dell'impiego in servizio della flotta è pari a  $F(ESL) \times N_f$ . Effettuando l'espansione di Taylor di  $F(t)$  nell'intorno di zero, essendo comunque  $\lambda$  molto inferiore a  $ESL$ ,

$$F(t) = 1 - e^{-\lambda t} \approx \lambda t - \frac{(\lambda t)^2}{2} + \frac{(\lambda t)^3}{6} \dots \Rightarrow F(ESL) \approx \lambda \times ESL$$

$$F(ESL) \times N_f \approx \lambda \times ESL \times N_f = \lambda \times TET$$

si ottiene che il numero di eventi catastrofici che si registrano su una flotta di  $N_f$  aeromobili impiegati per  $ESL$  ore è statisticamente stimato dal coefficiente numerico  $K=\lambda \times TET$  utilizzato nella safety formula.

Assumendo che  $K=\lambda \times TET$  sia il numero di eventi catastrofici atteso, si può calcolare la probabilità che si verifichino  $X$  eventi catastrofici utilizzando la distribuzione di Poisson

$$p(X) = \frac{K^X}{X!} e^{-K}$$

La probabilità che il numero degli eventi catastrofici sia minore o uguale a  $X$  è

$$P(x \leq X) = \sum_{i=0}^X \frac{K^i}{i!} e^{-K}$$

La probabilità che il numero degli eventi catastrofici sia maggiore di  $X$  è

$$P(x > X) = 1 - \sum_{i=0}^X \frac{K^i}{i!} e^{-K}$$

X	$K=\lambda * TET=1$		$K=\lambda * TET=1,45$		$K=\lambda * TET=5,95$	
	p(X)	P(x>X)	p(X)	P(x>X)	p(X)	P(x>X)
0	36,79%	63,21%	23,46%	76,54%	0,26%	99,74%
1	36,79%	26,42%	34,01%	42,53%	1,55%	98,19%
2	18,39%	8,03%	24,66%	17,87%	4,61%	93,58%
3	6,13%	1,90%	11,92%	5,95%	9,15%	84,43%
4	1,53%	0,37%	4,32%	1,63%	13,61%	70,82%
5	0,31%	0,06%	1,25%	0,38%	16,19%	54,63%
6	0,05%	0,01%	0,30%	0,08%	16,06%	38,57%
7	0,01%	0,00%	0,06%	0,01%	13,65%	24,92%
8	0,00%	0,00%	0,01%	0,00%	10,15%	14,76%
9	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	6,71%	8,05%
10	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	3,99%	4,06%

Per maggiore chiarezza, si consideri l'esempio di un velivolo di nuovo sviluppo della categoria di safety S6 (*fighter o advanced trainer*), per il quale si preveda una flotta complessiva di 500 ( $N_f$ ) velivoli con una  $ESL$  di 6000 ore:

- utilizzando la *Safety Formula*  $\lambda(P_{CUMUL-CATASTR}) = \frac{5.95}{TET} = 2 \times 10^{-6}$ , si ottiene che 5.95 è il numero atteso di velivoli persi durante la vita operativa della flotta e la probabilità che i velivoli persi siano più di 6 è del 39%;
- utilizzando il requisito  $\lambda = 5 \times 10^{-6}$  della tabella iniziale (G.1), si ottiene che  $\lambda \times TET = 15$  è il numero atteso di velivoli persi durante la vita operativa della flotta e la probabilità che i velivoli persi siano più di 15 è del 43%.

### **(G.9) CONCLUSIONI SULLA DETERMINAZIONE DEL CATASTROPHIC FAILURE RATE CUMULATIVO A LIVELLO AEROMOBILE**

Si raccomanda di stabilire il requisito di probabilità cumulativo di evento catastrofico per ora di volo (*Cumulative Catastrophic Failure Rate*,  $\lambda$ ) come segue:

- calcolare il valore ottenuto dalla *Safety Formula*  $[\lambda(P_{CUMUL-CATASTR}) = K/TET]$ , tenendo presente che il significato statistico del coefficiente  $K$  da utilizzare è di stimare il numero di eventi catastrofici che si verificano su una flotta di  $N_f$  aeromobili impiegati per  $ESL$  ore ( $TET=N_f \times ESL$ );
- confrontarlo con i valori della tabella presentata all'inizio del presente allegato (indicativa dello stato dell'arte raggiunto al momento dell'emissione della norma) e scegliere il valore più piccolo;
- calcolare la probabilità assoluta che si verifichi l'evento catastrofico durante il periodo in servizio della flotta e, avvalendosi delle considerazioni fornite nel presente allegato (variazione della percentuale degli eventuali eventi indesiderabili 1D e variazione della soglia di probabilità degli eventi remoti), valutare la possibilità di ridurre tale valore al minimo consentito dalla tecnica;
- sottoporre il requisito a un processo di *engineering judgement* per valutarne la fattibilità tecnica oppure la necessità di introdurre eventuali mitigazioni.