



MINISTERO DELLA DIFESA

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

ISTRUZIONI PER LA COMPILAZIONE DEI CAPITOLATI TECNICI PER AEROMOBILI MILITARI

NOTA

La presente Pubblicazione Tecnica annulla e sostituisce
la P.T. pari numero edizione 05/03/2009 emendamento 1 del 19/07/2010

Edizione Base del 19 Marzo 2012

ELENCO DELLE PAGINE VALIDE

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

Le date di emissione delle pagine originali ed emendate sono:

Originale.....0.....del 19/03/2012

Questa norma è costituita complessivamente da N° 53 pagine come sotto specificato:

Pagina N°	Emendamento N°
Frontespizio.....	0
A.....	0
I-II.....	0
1- 12.....	0
All. A (da A-1 a A-7)..	0
All. B (da B-1 a B-6)..	0
All. C (da C-1 a C-24)..	0

INDICE

1	PARTE 1^ - GENERALITA'	1
1.1	Introduzione	1
1.2	Scopo	1
1.3	Documentazione di Riferimento	1
1.4	Applicabilità	1
1.5	Validità	2
1.6	Definizioni	2
2	PARTE 2^ - PRESCRIZIONI GENERALI	2
2.1	Preparazione ed Identificazione	2
2.1.1	Preparazione della Specifica Tecnica e dell'Airworthiness Basis	2
2.2	Varianti ad un Capitolato Tecnico	3
2.3	Formato	4
2.3.1	Formato	4
2.3.2	Copertina	4
2.3.3	Copertina	4
2.3.4	Esposizione del contenuto	4
2.4	Lingua	4
3	PARTE 3^ - STRUTTURA DEL CAPITOLATO TECNICO	5
3.1	PARTE I – Specifica Tecnica	5
3.1.1	Decollo ed Atterraggio su piste semi preparate	6
3.1.2	Operazioni su nave	6
3.1.3	Impatto Ambientale	6
3.1.3.1	Emissioni gassose del motore	6
3.1.3.2	Impatto acustico	7
3.1.3.3	Verniciatura	7
3.1.4	Intercambiabilità e Sostituibilità	7
3.1.5	Assemblaggio di componenti e parti	8
3.1.6	Sicurezza delle comunicazioni (COMSEC) e dei sistemi per l'elaborazione automatica dei dati classificati Assemblaggio di componenti e parti	8
3.2	PARTE II – Airworthiness Basis	8
3.2.1	Requisiti di Safety	9
3.2.2	Airworthiness Basis per motore ed elica	9
3.3	PARTE III – Prescrizioni Varie	10
3.3.1	Prescrizioni Tecnico/Amministrative	10
3.3.2	Requisiti norme cogenti	11
3.3.2.1	Certificazione Qualità	11
3.3.2.2	Omologazione di Tipo Aeromobile Militare	11
3.3.2.3	Design Organization Military Approva (DOMA)	11
3.3.2.4	Matricola Militare	11
3.3.2.5	Pubblicazioni Tecniche	11
3.3.2.6	Segnalazioni Inconvenienti	11
3.3.2.7	Controllo di Configurazione	11
3.3.3	Prescrizioni Varie	12
3.3.3.1	Collaudo	12

Allegato A	LINEE GUIDA PER LO SCHEMA TIPO DI SPECIFICA TECNICA (PARTE I).....	A-1
Allegato B	I REQUISITI MINIMI ESSENZIALI DI AIRWORTHINESS.....	B-1
	B.1. INTRODUZIONE.....	B-1
	B.2. SCOPO.....	B-1
	B.3. REQUISITI.....	B-2
	B.3.1. REQUISITI DI INTEGRITA'.....	B-2
	B.3.1.1 Strutture e materiali.....	B-2
	B.3.1.2 Sistema Propulsione.....	B-3
	B.3.1.3 Sistemi ed Equipaggiamenti.....	B-3
	B.3.1.4 Aeronavigabilità Continua (continued Airworthiness) dell'aeromobile.....	B-4
	B.3.2. ASPETTI OPERATIVI DI AIRWORTHINESS.....	B-5
	B.3.2.1 Sicurezza per le persone a bordo e a terra.....	B-5
	B.3.2.2 Limitazioni Operative.....	B-5
	B.3.2.3 Operazioni dell'aeromobile.....	B-5
	B.3.3. ORGANIZZAZIONI (CHE SVOLGONO ATTIVITA' DI PROGETTAZIONE, DI PRODUZIONE, DI MANUTENZIONE).....	B-6
Allegato C	I REQUISITI DI SAFETY.....	C-1
	C.1. INTRODUZIONE.....	C-1
	C.2. I REQUISITI DI SAFETY E DI SOFTWARE.....	C-1
	C.2.1. PROBABILITA' CUMULATIVA DI EVENTO CATASTROFICO.....	C-1
	C.2.2. FAIL-SAFE.....	C-1
	C.2.3. HAZARD RISK INDEX MATRIX.....	C-2
	C.2.4. HAZARD ZONAL ANALYSIS.....	C-2
	C.2.5. SYSTEM SAFETY PROGRAM PLAN.....	C-2
	C.2.6. SOFTWARE.....	C-2
	C.2.7. SOFTWARE MANAGEMENT PLAN.....	C-3
	C.2.8. SYSTEM SAFETY MANAGEMENT PLAN.....	C-3
	C.3. LINEA GUIDA PER DEFINIRE I REQUISITI QUANTITATIVI.....	C-4
	C.3.1. STATO DELL'ARTE DEI REQUISITI DI SAFETY.....	C-4
	C.3.1.1 Special Condition.....	C-11
	C.3.2. SAFETY FORMULA.....	C-12
	C.3.3. SIGNIFICATO STATISTICO DELLA SAFETY FORMULA.....	C-17
	C.3.4. IL PROCESSO PER DEFINIRE I REQUISITI PROBABILISTICI DI SAFETY.....	C-20
	C.3.5. ESEMPIO DI APPLICAZIONE.....	C-22

1 PARTE 1^ - GENERALITA'

1.1 Introduzione

La presente PT contiene le istruzioni da seguire nella stesura dei Capitolati Tecnici per gli aeromobili militari.

1.2 Scopo

La presente PT ha lo scopo di:

- definire la struttura di un Capitolato Tecnico;
- specificare il tipo di requisiti che deve contenere;
- fornire le linee guida per la definizione dei requisiti quantitativi di prestazione e di airworthiness.

1.3 Documentazione di Riferimento

La presente PT fa riferimento, per quanto applicabile, alle sotto riportate pubblicazioni (ultima edizione vigente), da intendersi come linee guida per la definizione di dettaglio dei requisiti di prestazione e di airworthiness del Capitolato Tecnico:

- JSSG-2001
- MIL-HDBK-516
- DEF STAN 00-970
- CS 22
- CS VLA
- CS 23 / FAR 23
- CS 25 / FAR 25
- CS 27 / FAR 27
- CS 29 / FAR 29
- STANAG 4671 - UAV Systems Airworthiness Requirements
- STANAG 4703 - LIGHT UAS Airworthiness Requirements

1.4 Applicabilità

Le disposizioni della presente norma possono essere applicate agli aeromobili militari che siano:

- oggetto di uno specifico programma di acquisizione dell'A.D. ovvero di acquisizione di Enti dello Stato;
- di interesse dell'A.D. per i quali si sottoscriva una convenzione a titolo oneroso per la Ditta richiedente;
- di interesse di altri Enti nazionali, internazionali ed esteri.

Le disposizioni della presente norma si applicano anche agli aeromobili acquisiti da altri Enti dello Stato se da immatricolare nel Registro degli Aeromobili Militari secondo l'art. 745 del Codice della navigazione aerea, in quanto i contenuti del Capitolato Tecnico costituiscono la base per il riconoscimento dell'aeronavigabilità e del soddisfacimento di tutte le

prestazioni attraverso il processo di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare.

Gli Enti dello Stato dovranno sottoporre preventivamente i contenuti del Capitolato Tecnico all'approvazione della DAA attraverso la Divisione Tecnica competente della DAA, previo preventiva valutazione della Vice Direzione Tecnica 1° Ufficio.

La necessità di un'approvazione preventiva da parte della DAA dei contenuti dei Capitolati Tecnici/Specifiche Tecniche gestiti da altri Enti dello Stato si estende anche al caso di tutti i sistemi maggiori ed articoli di configurazione soggetti ad Omologazione al fine di garantire l'aeronavigabilità dell'Aeromobile Militare su cui sono destinati ad operare.

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

NOTA

Per gli aeromobili a pilotaggio remoto (APR) la presente norma si applica a tutti i segmenti componenti il sistema e non unicamente all'air-vehicle.

1.5 Validità

La presente P.T. annulla e sostituisce la AER(EP).P-6 del 05/03/2009 emendamento 1 del 19/07/2010 ed entra in vigore dalla data di approvazione.

1.6 Definizioni

Ai fini della presente norma valgono tutte le sigle, i vocaboli e le locuzioni presenti nella P.T. AER.Q-2010.

2 PARTE 2^ - PRESCRIZIONI GENERALI

2.1 Preparazione ed Identificazione

2.1.1 Preparazione della Specifica Tecnica e dell'Airworthiness Basis

Le Divisioni Tecniche competenti provvederanno ad emettere una Richiesta di Offerta sulla base dei Requisiti Operativi delle FFAA.

Le Ditte risponderanno alle Divisioni Tecniche con un'Offerta, la quale proporrà una parte di requisiti tecnici composta di due documenti:

- una Specifica Tecnica che propone la descrizione orientata alle prestazioni (performance oriented) dell'aeromobile oggetto dell'Offerta (preparata in accordo al paragrafo 3.1 della presente norma);
- un Airworthiness Basis che propone l'insieme dei requisiti di airworthiness dell'aeromobile oggetto dell'Offerta (preparata in accordo al paragrafo 3.2 della presente norma).

La Specifica Tecnica e l'Airworthiness Basis debbono essere preparati e presentati in forma completa, anche per gli aeromobili derivati, dalla Ditta Responsabile del Sistema (fornitore) secondo le prescrizioni della presente PT.

2.1.2 Preparazione del Capitolato Tecnico

Le Divisioni Tecniche competenti verificheranno la Specifica Tecnica e l'Airworthiness Basis fornite in fase di Offerta; in particolare:

- valuteranno la compatibilità delle prestazioni proposte nella Specifica Tecnica con il Requisito Operativo delle FFAA;
- valuteranno, in coordinamento con la Vice Direzione Tecnica - 1°Ufficio, la proposta di Airworthiness Basis;
- concorderanno con la Ditta Responsabile di Sistema eventuali modifiche richieste ai requisiti di prestazione e di airworthiness.

Raggiunto l'accordo sui requisiti di prestazione e di airworthiness, i Capitolati Tecnici, basati sulla Specifica Tecnica e sulla Airworthiness Basis, sono preparati a cura delle Divisioni Tecniche con il coordinamento del 1° Ufficio della Vice Direzione Tecnica e diventano tali dopo l'approvazione del Capo Reparto che sovrintende alle attività della Divisione Tecnica.

2.1.3 Identificazione dell'aeromobile

Le Divisioni Tecniche competenti per ogni tipo di aeromobile useranno una distinta designazione a mezzo di apposita sigla alfanumerica assegnata in accordo alla norma AER(EP).0-0-12A.

Nel caso di aeromobili derivati da tipi precedenti, a seguito di modifiche non sostanziali, può essere conservata la designazione primitiva con l'aggiunta di un idoneo suffisso laterale.

Una nuova designazione deve essere viceversa assegnata ad ogni progetto di aeromobile che differisca sostanzialmente dal progetto da cui deriva.

2.1.4 Numerazione del Capitolato Tecnico

Ogni Capitolato Tecnico viene identificato con un numero d'ordine, siglato e conservato in originale in apposita raccolta dalla Divisione Tecnica che lo ha compilato.

Inoltre copia del medesimo deve essere trasmessa al 1° Ufficio della Vice Direzione Tecnica in formato elettronico.

Alla stipula del contratto l'originale del Capitolato Tecnico verrà custodito unitamente al contratto dalla Divisione Tecnica competente.

2.2 Varianti ad un Capitolato Tecnico

Qualora nel corso della realizzazione dell'oggetto di un Capitolato Tecnico (già tradotto in bollo) vengano attuate delle modifiche che comportano varianti al Capitolato Tecnico stesso, queste dovranno di volta in volta formare oggetto di specifici "Varianti".

Tali aggiornamenti dovranno essere compilati secondo il fac-simile sotto-riportato e forniti dello stesso formato e quantitativo del Capitolato Tecnico:

<p>CAPITOLATO TECNICO N.</p> <p>VARIANTE N.</p> <p>- Oggetto del Capitolato Tecnico</p> <p>- Autorizzazione Modifica: Ente foglio n. ... del</p> <p>- Modifica introdotta: (breve descrizione della modifica).</p> <p>- Varianti al paragrafo pag. del Capitolato Tecnico</p> <p>(Riportare l'esatta rettifica al Capitolato Tecnico facendola precedere da una delle seguenti dizioni:</p> <p style="padding-left: 40px;">a)aggiungere</p> <p style="padding-left: 40px;">b)cancellare</p> <p style="padding-left: 40px;">c)variare da a)</p>
--

2.3 Formato

Il Capitolato Tecnico deve essere redatto secondo le istruzioni di questo paragrafo.

2.3.1 Formato

A meno che non venga diversamente specificato, i Capitolati debbono essere presentati nella forma indicata dalla presente PT e su fogli di formato UNI tipo A.4 210x297 mm.

Essi debbono avere un margine di 3 cm sul lato sinistro di ogni pagina.

Le copie in bollo avranno il formato prescritto per l'assolvimento dell'imposta di bollo.

2.3.2 Copertina

La copertina dovrà indicare la designazione del tipo di aeromobile, il numero del Capitolato Tecnico, la data, il nome della Ditta Responsabile di Sistema.

2.3.3 Copertina

Deve precedere ciascuna delle tre parti che costituiscono il Capitolato Tecnico (si veda para 3) ed in esso devono essere riportati i numeri, i titoli e la pagina dei vari paragrafi e sotto-paragrafi.

2.3.4 Esposizione del contenuto

Deve essere esposto secondo quanto indicato nel para 3.

2.4 Lingua

Il Capitolato Tecnico potrà essere scritto in Italiano o in Inglese o in entrambe le lingue, secondo quanto richiesto dalla DAA.

3 **PARTE 3[^] - STRUTTURA DEL CAPITOLATO TECNICO**

In seguito al concordamento dei contenuti tecnici presentati dalla Ditta Responsabile di Sistema in fase di Offerta (Specifica Tecnica e Airworthiness Basis proposte dalla Ditta), il Capitolato Tecnico deve essere preparato dalla Divisione Tecnica in tre parti:

- PARTE I – Specifica Tecnica
- PARTE II – Airworthiness Basis
- PARTE III – Prescrizioni varie

3.1 **PARTE I – Specifica Tecnica**

La PARTE I (Specifica Tecnica) è l'insieme dei requisiti di prestazione dell'aeromobile e deriva dai requisiti operativi richiesti dalle FFAA.

Essa fornisce la descrizione orientata alle prestazioni (performance oriented) che l'aeromobile, oggetto di fornitura, dovrà assicurare.

La PARTE I del Capitolato Tecnico è redatta in accordo alle linee guide fornite dalla JSSG-2001 consultabile presso il 2° Ufficio della Vice Direzione Tecnica.

A seconda del tipo di aeromobile e della sua complessità verrà effettuato un opportuno tailoring dei requisiti.

Non è richiesto che la PARTE I del Capitolato Tecnico riporti i *Means of Compliance* (MoC), che vengono dettagliati in fase di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare (ai sensi della PT AER.P-2).

NOTA

La JSSG-2001 è costituita per ogni requisito da due parti: una fornisce il rationale tecnico e le lessons learned che aiutano a fare il tailoring dei requisiti della Specifica Tecnica; l'altra parte presenta linee guida per la definizione dei metodi di verifica (MoC).

In Allegato A alla presente PT si fornisce uno standard di indice estratto dalla JSSG-2001B, per indicare la struttura tipo di una Specifica Tecnica.

La DAA potrà considerare accettabile anche l'impiego di altre linee guida per la preparazione della Specifica Tecnica (e.g. Company Standards), purché siano "performance oriented" e siano riferibili agli aspetti applicabili richiamati nella JSSG-2001 riguardanti la definizione dell'aeromobile, le operazioni che deve essere in grado di compiere, l'ambiente operativo, le caratteristiche dei sistemi, le interfacce dell'aeromobile.

Per gli APR, la PARTE I del Capitolato Tecnico dovrà includere non soltanto i requisiti dell'Air Vehicle, ma anche tutti i requisiti inerenti gli altri segmenti

(e.g. Control Station, Data Link, Communication System), per i quali la JSSG-2001 non è applicabile.

3.1.1 Decollo ed Atterraggio su piste semi preparate

L'eventuale capacità dell'aeromobile di decollare ed atterrare su piste semi preparate deve essere espressa nella Specifica Tecnica, che dovrà a tale scopo includere i requisiti previsti così come indicato in [Allegato "A"](#).

3.1.2 Operazioni su nave

L'eventuale capacità dell'aeromobile di operare imbarcato su nave deve essere espressa nella Specifica Tecnica, che dovrà a tale scopo includere i requisiti previsti così come indicato in [Allegato "A"](#).

3.1.3 Impatto Ambientale

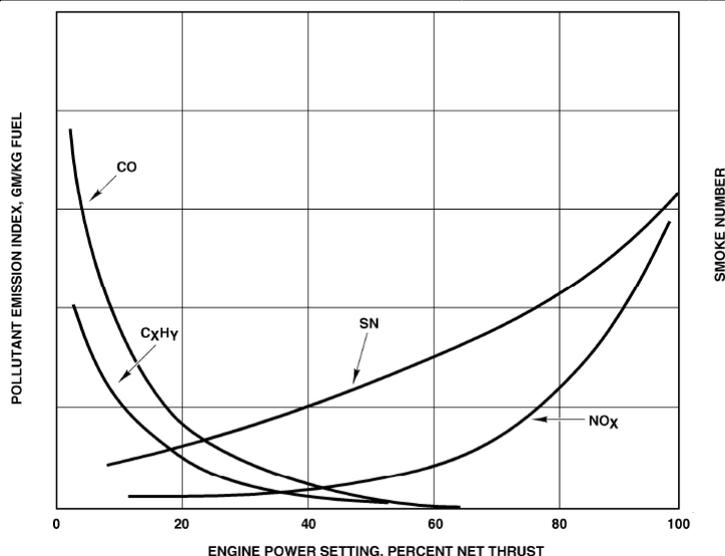
La PARTE I del Capitolato Tecnico dovrà includere una specifica sezione dedicata ai requisiti di impatto ambientale.

3.1.3.1 Emissioni gassose del motore

Uno specifico requisito dovrà essere stabilito nella PARTE I per fissare i limiti massimi di emissione gassose del motore.

Per i motori a turbina si dovranno fissare i seguenti valori di emissioni:

	Quantità espressa in g/kg di combustibile alla distanza di 1 ft dall'ugello			
Rating	Smoke Number	C _x H _y	CO	NO _x
<i>Ground idle</i>				
<i>Max spinta senza post-bruciatore</i>				
<i>Max spinta con post-bruciatore</i>				



Linee guida applicabili per la definizione di tale requisito possono essere: JSSG 2007A, ARP-1256, ARP-1179.

Per motori di derivazione civile, si raccomanda ove applicabile di fare riferimento ai requisiti definiti dall'ICAO Environmental Protection Annesso 16 Volume II.

3.1.3.2 Impatto acustico

Il Capitolato Tecnico PARTE I dovrà chiedere che la Ditta determini l'impatto acustico dell'aeromobile misurato in termini di "effective perceived noise" (EPNdB)

In funzione dell'applicazione, la DAA potrà inoltre richiedere nel Capitolato Tecnico il soddisfacimento di specifici requisiti quantitativi.

Per aeromobili di derivazione civile, si raccomanda ove applicabile di fare riferimento ai requisiti definiti dall'ICAO Environmental Protection Annesso 16 Volume I.

3.1.3.3 Verniciatura

Il Capitolato Tecnico PARTE I dovrà riportare un requisito relativo alle vernici ecocompatibili, secondo schemi di verniciatura da concordare con la DAA.

Tali schemi di verniciatura dovranno prevedere l'utilizzo di vernici ecocompatibili in sostituzione di vernici a base di Cromo.

In particolare, dopo un opportuno trattamento superficiale di adesione dovrà essere impiegato direttamente sul metallo, o sul materiale composito, un primer senza cromati di uso comune in campo aviazione civile testato presso più laboratori certificati in campo aeronautico.

Qualora non fosse tecnicamente fattibile evitare l'uso di Cromo, si concorderà con la DAA l'utilizzo di vernici che minimizzino la quota di Cromo in base allo stato dell'arte della tecnologia disponibile in campo aeronautico.

3.1.4 **Intercambiabilità e Sostituibilità**

La PARTE I del Capitolato Tecnico dovrà riportare la seguente clausola:

"La Ditta Responsabile di Sistema dell'aeromobile fornirà i dati di Intercambiabilità e Sostituibilità.

Per le definizioni di Intercambiabilità e Sostituibilità e per la lista degli articoli di configurazione ai quali riferire questo requisito, la MIL-I-8500D è applicabile.

I dati di Intercambiabilità e Sostituibilità saranno riportati in apposite tabelle che forniranno le seguenti informazioni:

- *Part Number*
- *Nomenclatura (descrizione)*
- *Prescrizione (Intercambiabilità / Sostituibilità)*
- *Numero Progressivo di Costruzione dell'aeromobile o Serial Number del Complessivo*
- *Note*

I dati (tabelle) saranno forniti dalla Ditta Responsabile di Sistema dell'aeromobile prima dell'ottenimento del Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare.

Modifiche di configurazione successive al rilascio del Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare richiederanno l'analisi delle tabelle per un loro aggiornamento, qualora si rendesse necessario”.

3.1.5 Assemblaggio di componenti e parti

La PARTE I del Capitolato Tecnico dovrà riportare la seguente clausola:

“Equipaggiamenti, parti e componenti che non sono strutturalmente o funzionalmente intercambiabili devono essere progettati in modo tale da precludere l'intercambiabilità fisica.

Parti e componenti devono essere progettati in modo tale che risulti impossibile installarli non correttamente (e.g. invertendone il senso oppure installandoli in posizione sbagliata in un assemblaggio).

Connessioni posizionate in stretta vicinanza tra loro saranno rese fisicamente non intercambiabili”.

3.1.6 Sicurezza delle comunicazioni (COMSEC) e dei sistemi per l'elaborazione automatica dei dati classificati Assemblaggio di componenti e parti

Se l'aeromobile tratta informazioni classificate, i requisiti e le misure di sicurezza da inserire nel Capitolato Tecnico dovranno essere approvati dall'Autorità Nazionale per la Sicurezza per il tramite dell'Organo Centrale di Sicurezza dell'A.D. o dell'Ente Nazionale competente per l'aeromobile.

Per la dimostrazione delle prestazioni di sicurezza dovrà essere prodotta la certificazione dell'Autorità Nazionale per la Sicurezza (secondo quanto stabilito dal DCPM del 22/07/2011 “Disposizioni per la tutela amministrativa del Segreto di Stato e delle informazioni classificate” G.U, n. 203 del 01/09/2011).

Per la protezione dagli effetti derivanti dalle emissioni elettromagnetiche compromettenti, il Capitolato Tecnico dovrà riportare la seguente clausola:

“Il velivolo deve essere certificato TEMPEST e gli a.c. che trattano informazioni classificate dovranno essere certificati TEMPEST secondo le prescrizioni per le piattaforme tattiche mobili stabilite dalla normativa Nato SDIP-27/1”.

I requisiti di sicurezza di dettaglio saranno riportati nell'appendice classificata.

3.2 PARTE II – Airworthiness Basis

La PARTE II (Airworthiness Basis) è l'insieme dei requisiti di airworthiness dell'aeromobile, che esso deve soddisfare durante tutta la sua vita operativa per essere ammesso alla navigazione aerea.

In [Allegato B](#) alla presente PT si forniscono i requisiti minimi essenziali di airworthiness, che devono essere soddisfatti tramite i requisiti di dettaglio da definire seguendo le linee guida specificate nei paragrafi che seguono.

La PARTE II del Capitolato Tecnico è redatta in accordo alle linee guida fornite dalla MIL-HDBK-516¹.

A seconda del tipo di aeromobile e della sua complessità verrà effettuato un opportuno tailoring dei requisiti.

Il tailoring dei requisiti di airworthiness richiesti dalla MIL-HDBK-516¹ potrà essere effettuato utilizzando le JSSG relative ai vari sistemi, la DEF STAN 00-970, le CS, le FAR, o altri standard allo stato dell'arte concordati con la DAA.

Per gli aeromobili di derivazione civile, la airworthiness basis potrà essere definita in accordo ai paragrafi applicabili dei codici di airworthiness utilizzati dalle Autorità di Certificazione Civili (CS, FAR).

Potrà essere costituita una base di requisiti comuni con quelli richiesti in un eventuale processo di Certificazione di Tipo civile parallelo o antecedente. Opportune "Special Conditions" o "Exemptions" potranno essere definite per le peculiarità militari.

Per gli Aeromobili a Pilotaggio Remoto la airworthiness basis potrà essere definita in accordo agli STANAG applicabili.

3.2.1 Requisiti di Safety

La PARTE II del Capitolato Tecnico dovrà definire i requisiti di safety.

In [Allegato C](#) alla presente PT si fornisce una linea guida per la definizione dei requisiti di safety dell'aeromobile nel Capitolato Tecnico.

In caso di contrasto, non si dovrà tener conto della JSSG-2001, ma si deve applicare la presente PT.

3.2.2 Airworthiness Basis per motore ed elica

La definizione della airworthiness basis per il motore, l'elica e l'APU, ove richiesta l'emissione di uno specifico Certificato in accordo alla PT AER.P-2, potrà essere fatta nei seguenti modi:

- nel caso in cui motore, elica ed APU siano dei Government Furnished Equipment (GFE) le rispettive Airworthiness Basis sono stabilite nei Capitolati Tecnici redatti per la loro acquisizione;
- nel caso in cui motore, elica ed APU siano dei Government Selected Equipment (GSE) o Company Selected Equipment il Capitolato Tecnico dell'aeromobile dovrà specificare la Airworthiness Basis per il motore, l'elica e l'APU.

La normativa che si potrà utilizzare per definire l'Airworthiness Basis per motori, eliche e APU è la seguente:

¹ Alla data di emissione della presente norma l'edizione aggiornata da utilizzare è la MIL-HDBK-516B/CHANGE1 (29 Febbraio 2008). Per il tailoring dei requisiti si raccomanda di utilizzare come riferimento la versione in uso presso la USA Air Force MIL-HDBK-516B /Expanded Version (26 Settembre 2005).

- motori: CS-E, FAR-33, JSSG-2007, DEF-STAN-970;
- eliche: CS-P, FAR-35, JSSG-2009-Appendix L;
- auxiliary power unit (APU): CS-APU, TSO C77, MIL-P-85573, JSSG-2009-Appendix C.

3.3 PARTE III – Prescrizioni Varie

La PARTE III è l'insieme di vari requisiti contrattuali che non sono oggetto del processo di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare, quali:

La PARTE III del Capitolato Tecnico definisce:

- requisiti di natura tecnico/amministrativa,
- requisiti inerenti l'applicazione delle norme cogenti,
- prescrizioni varie.

Questa parte non è oggetto del processo di omologazione ai sensi della norma AER.P-2; tuttavia i requisiti della PARTE III si riferiscono ad attività propedeutiche al rilascio del Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare.

3.3.1 Prescrizioni Tecnico/Amministrative

La PARTE III del Capitolato Tecnico deve includere la seguente tabella in cui sono riportate le prestazioni base, le tolleranze e le decurtazioni corrispondenti:

Prestazione	Valore base	Tolleranza		Decurtazione
		non decurtabile	decurtabile	

Le prestazioni base di cui sopra, sommate alle rispettive tolleranze, sono quelle minime di accettazione.

Le prestazioni base da includere nella PARTE III vanno stabilite tenendo conto delle esigenze operative tradotte nella PARTE I in prestazioni puntuali di progetto e in requisiti di missione da garantire.

Per le prestazioni intermedie tra quelle non decurtabili e quelle minime, la decurtazione va applicata in proporzione alla differenza rispetto alla prestazione base maggiorata della tolleranza non decurtabile.

Per ognuna delle prestazioni da rilevarsi in più di una condizione si applica una sola decurtazione e precisamente quella relativa alla prestazione che dà luogo alla massima decurtazione.

In aggiunta alle precedenti, la Divisione Tecnica competente della DAA potrà richiedere ogni altra prescrizione tecnico/amministrativa ritenuta necessaria per lo specifico programma di acquisizione.

3.3.2 Requisiti norme cogenti

3.3.2.1 Certificazione Qualità

La PARTE III del Capitolato Tecnico deve specificare i requisiti normativi contrattuali applicabili per il Sistema di Gestione per la Qualità della Ditta Responsabile di sistema.

Inoltre la PARTE III dovrà riportare il seguente requisito:

“Il lavoro dovrà essere eseguito a perfetta regola d’arte” (“Workmanship must be of a high standard”).

3.3.2.2 Omologazione di Tipo Aeromobile Militare

La PARTE III del Capitolato Tecnico deve specificare che l’aeromobile dovrà conseguire l’Omologazione di Tipo Aeromobile Militare ai sensi della PT AER(EP).P-2 (edizione vigente).

3.3.2.3 Design Organization Military Approva (DOMA)

Per le Ditte nazionali, la PARTE III del Capitolato Tecnico deve specificare che esse dovranno conseguire il riconoscimento DOMA ai sensi della PT AER(EP).P-10 (edizione vigente), per poter conseguire il Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare.

3.3.2.4 Matricola Militare

La PARTE III del Capitolato Tecnico deve specificare che ogni aeromobile militare costruito dovrà ottenere la necessaria Matricola Militare (o Contrassegno Sperimentale o Prototipico, ove applicabile), in accordo ai requisiti della norma AER(EP).P-7 (edizione vigente).

3.3.2.5 Pubblicazioni Tecniche

La PARTE III del Capitolato Tecnico deve specificare che tutte le necessarie pubblicazioni tecniche inerenti l’aeromobile dovranno essere redatte in accordo alla PT AER(EP).0-0-2 (edizione vigente) e alle norme in essa citate.

3.3.2.6 Segnalazioni Inconvenienti

La PARTE III del Capitolato Tecnico deve specificare che la Ditta deve stabilire processi per la raccolta e il trattamento degli inconvenienti in servizio in accordo ai requisiti della PT AER(EP).00-1-6 (edizione vigente).

Tali processi devono essere utilizzati dal Sistema di Gestione per la Qualità per assicurare la rispondenza continua ai requisiti di airworthiness e per contribuire a un miglioramento continuo della sicurezza dell’aeromobile.

3.3.2.7 Controllo di Configurazione

La PARTE III del Capitolato Tecnico deve specificare che la Ditta deve stabilire processi atti alla gestione della configurazione degli aeromobili in accordo ai requisiti della PT AER(EP).00-00-5 (edizione vigente).

Il tal senso la Ditta Responsabile di Sistema deve:

- presentare all'atto dell'esecutività del contratto una Prescrizione Tecnica Ditta (PTD), nella quale dichiara e determina di essere l'unica ed esclusiva responsabile del Progetto e di rispondere per tutte le sue parti, ovvero dovrà presentare le licenze o deleghe ricevute che gli danno la titolarità ad intervenire su questo ed esserne responsabile;
- in concomitanza all'Omologazione di Tipo Aeromobile Militare, definire e formalizzare il documento di configurazione base "as designed" (Design Standard);
- all'atto della presentazione al collaudo di ogni singolo aeromobile, definire e formalizzare il documento di configurazione base "as built" (Built Standard);
- definire tramite specifica Prescrizione Tecnica, per ogni sistema d'arma, l'elenco degli a.c. di livello primo, secondo o anche inferiore che devono essere monitorati con un libretto di identità o una scheda di identità in funzione del grado di manutenzione e della tipologia delle scadenze manutentive degli a.c. medesimi;
- determinare tramite PTD l'elenco di quegli articoli di configurazione dei sistemi di supporto a terra (Aircraft Ground Equipment) di 1° Tipo o "invasivi" per l'aeromobile (una cui failure può avere effetti sull'aeronavigabilità dell'aeromobile);
- dichiarare, tramite PTD, l'elenco delle Ditte Responsabili di Sistema di 2° Livello, fornendo gli elementi di accettazione da parte di queste.

3.3.3 Prescrizioni Varie

3.3.3.1 Collaudo

La PARTE III del Capitolato Tecnico dovrà definire i modi e i tempi del collaudo, per le verifiche di rispondenza di ciascun aeromobile costruito ai livelli di prestazioni e airworthiness formalizzati nel Certificato di Omologazione di Tipo Aeromobile Militare.

Nella PARTE III del Capitolato Tecnico dovrà essere stabilito il tempo minimo, prima della data di presentazione al collaudo, entro il quale il documento di procedure di prova per l'accettazione (Acceptance Test Procedure) dovrà essere fornito alla DAA.

Nella PARTE III del Capitolato Tecnico dovrà essere specificato che tali procedure di prova dovranno essere sottoposte ad accettazione da parte della DAA e che l'organo di collaudo ha sempre la possibilità di effettuare ulteriore prove/verifiche che riterrà più opportune in accordo al Capitolo Generale d'Oneri del 14/04/2000.

LINEE GUIDA PER LO SCHEMA TIPO DI SPECIFICA TECNICA (PARTE I)

Questo Allegato è un estratto dell'indice della JSSG-2001B e presenta la lista degli argomenti che un Specifica Tecnica (orientata alle prestazioni) di un aeromobile dovrebbe trattare.

La JSSG-2001B fornisce tutto il materiale da utilizzare come linea guida per effettuare il tailoring dei requisiti su uno specifico aeromobile e per fissare il valore quantitativo di ciascuno.

In aggiunta a quanto previsto dalla JSSG-2001B vengono trattate in un dedicato paragrafo anche le piste semi-preparate di notevole interesse in ambito militare.

Per la Specifica Tecnica degli APR, in aggiunta ai requisiti dell'Air Vehicle, si dovranno stabilire specifici requisiti per la Control Station, per il Data-Link e per il Communication System.

REQUISITI DELL'AEROMOBILE

1. SCOPO

1.1 Scopo

1.2 Ruolo dell'Aeromobile e caratteristiche significative

2. DOCUMENTAZIONE APPLICABILE

3. REQUISITI DI PRESTAZIONE

3.1 Operazioni

3.1.1 Prestazioni da progetto – in volo e a terra

3.1.1.1 Inviluppo di volo

3.1.1.1.1 Inviluppo per rifornimento in volo

3.1.1.2 Prestazione a Terra

3.1.2 Prestazione dei profili di missione

3.1.2.1 Ambiente di minaccia

3.1.2.2 Rilascio carico pagante

3.1.2.2.1 Rilascio carichi bellici

3.1.2.2.2 Rilascio carichi convenzionali

3.1.3 Pianificazione della missione

3.1.4 Affidabilità

3.1.5 Manutenibilità

3.1.6 Tempo per il ripristino dell'efficienza operativa

3.1.7 Comunicazioni, navigazione radio e identificazione

3.1.7.1 Sicurezza delle comunicazioni (COMSEC)

3.1.8 Sopravvivenza

3.1.8.1 Suscettibilità

3.1.8.1.1 Requisiti di segnatura

3.1.8.1.1.1 Radar Cross Section

3.1.8.1.1.2 Segnatura agli Infrarossi

3.1.8.1.1.3 Segnatura visiva

- 3.1.8.1.1.4 Segnatura acustica
 - 3.1.8.1.1.5 Controllo delle emissioni
 - 3.1.8.2 Riduzione della vulnerabilità
 - 3.1.8.2.1 Rilevamento minaccia, identificazione, prioritizzazione, conoscenza e risposta
 - 3.1.8.2.2 Contromisure difensive
 - 3.1.8.2.3 Terrain following/terrain avoidance
 - 3.1.8.2.4 Sopravvivenza alla minaccia balistica
 - 3.1.8.2.5 Sopravvivenza alla minaccia di energia diretta
 - 3.1.8.2.5.1 Sopravvivenza alla minaccia elettromagnetica
 - 3.1.8.2.5.2 Sopravvivenza alla minaccia laser
 - 3.1.8.2.6 Sopravvivenza alla minaccia chimica e biologica
 - 3.1.8.2.6.1 Resistenza chimico e biologica
 - 3.1.8.2.6.2 Protezione chimica e biologica del personale
 - 3.1.8.2.6.3 Decontaminazione chimica e biologica
 - 3.1.8.2.7 Sopravvivenza alle armi nucleari
 - 3.1.9 Letalità della missione
 - 3.1.9.1 Rilevamento, tracciamento, identificazione e designazione dell'obiettivo
 - 3.1.9.1.1 Tracciamento obiettivi multipli e supporto al rilascio degli armamenti
 - 3.1.9.2 Accuratezza dei riferimenti integrati spazio/terra
 - 3.1.9.3 Accuratezza aria-superficie
 - 3.1.9.4 Selezione e controllo dello sgancio degli armamenti e dei carichi
 - 3.1.9.5 Accuratezza e controllo del cannone
 - 3.1.10 Modalità di riserva
 - 3.1.11 Requisiti obbligatori di ordine inferiore
- 3.2 Ambiente
- 3.2.1 Effetti ambientali elettromagnetici (inclusi gli aspetti HIRF)
Tale requisito deve essere redatto in accordo alla MIL-STD-464A
 - a. §5.1 of MIL-STD-464 (Margins)
 - b. §5.2 of MIL-STD-464 (Intra-System Electromagnetic Compatibility (EMC))
 - c. §5.3 of MIL-STD-464 (External Radio Frequency Electromagnetic Environments)
 - d. §5.4 of MIL-STD-464 (Lightning)
 - e. §5.5 of MIL-STD-464 (Electromagnetic Pulse (EMP))
 - f. §5.6 of MIL-STD-464 (Subsystems and Equipment Electromagnetic Interference (EMI))
 - g. §5.7 of MIL-STD-464 (Electrostatic Charge Control)
 - h. §5.8 of MIL-STD-464 (Electromagnetic Radiation Hazards (EMRADHAZ))
 - i. §5.9 of MIL-STD-464 (Life Cycle, E3 Hardness)
 - j. §5.10 of MIL-STD-464 (Electrical Bonding)
 - k. §5.11 of MIL-STD-464 (External Grounds).
 - l. §5.14 of MIL-STD-464 (Electromagnetic Spectrum Compatibility)

- 3.2.2 Clima naturale
- 3.2.3 Ambiente indotto
- 3.2.4 Condizioni ambientali limitative della prestazione

- 3.3 Caratteristiche del Sistema
 - 3.3.1 Propulsione
 - 3.3.1.1 Compatibilità e installazione del motore
 - 3.3.1.1.1 Sistema di aspirazione dell'aria
 - 3.3.1.1.2 Sistemi di ugello e di scarico
 - 3.3.1.2 Controllo propulsione dell'aeromobile
 - 3.3.2 Intercambiabilità
 - 3.3.3 Risorse dei computer
 - 3.3.3.1 Capacità di riserva dell'hardware del computer
 - 3.3.3.2 Capacità di crescita dell'hardware dei computer
 - 3.3.3.3 Sicurezza dei sistemi per l'elaborazione automatica dei dati classificati
 - 3.3.4 Architettura
 - 3.3.5 Uso del sistema
 - 3.3.5.1 Vita Utile
 - 3.3.5.1.1 Tolleranza al danno/guasto
 - 3.3.5.1.2 Periodo di operazione/ispezione
 - 3.3.6 Targhette e marcature
 - 3.3.6.1 Identificazione dell'assetto
 - 3.3.6.2 Marcatura dei compartimenti di carico
 - 3.3.7 Diagnostica e gestione della salute
 - 3.3.7.1 Diagnostica di rivelamento del guasto ed isolamento del guasto
 - 3.3.8 Registrazione
 - 3.3.8.1 Raccolta dati
 - 3.3.8.2 Crash recording
 - 3.3.9 Sicurezza
 - 3.3.10 Safety
 - 3.3.10.1 Tasso di perdita del velivolo in condizioni operative di non-combattimento
 - 3.3.10.1.1 Protezione al fuoco ed alle esplosioni
 - 3.3.10.2 Sicurezza operativa
 - 3.3.10.2.1 Crashworthiness
 - 3.3.10.2.2 Componenti Energetici
 - 3.3.10.3 Identificazione dell'articolo di sicurezza critico
 - 3.3.11 Qualità di volo
 - 3.3.11.1 Qualità di volo, ala fissa
 - 3.3.11.1.1 Requisiti primari per stati di aeromobili in condizioni atmosferiche comuni
 - 3.3.11.1.1.1 Livelli consentiti per aeromobili in stati normali
 - 3.3.11.1.1.2 Livelli consentiti per aeromobili in stati estremi
 - 3.3.11.1.1.3 Requisiti primari per stati di guasto

- 3.3.11.1.1.3.1 Probabilità di incontrare livelli degradati delle qualità di volo
(<>ROSH o ROTH)
- 3.3.11.1.1.3.2 Livelli consentiti per specifici stati di guasto del velivolo
- 3.3.11.1.1.3.3 Malfunzionamenti fuori dalla ROTH
- 3.3.11.1.2 Degradazioni delle qualità di volo, in presenza di disturbi atmosferici
- 3.3.11.1.3 Margini di controllo
- 3.3.11.2 Qualità di volo, ala rotante
- 3.3.12 Predisposizioni alla crescita di capacità

- 3.4 Interfacce
 - 3.4.1 Armamento e carichi esterni
 - 3.4.1.1 Interfaccia del carico
 - 3.4.1.1.1 Interfaccia arma non convenzionale
 - 3.4.1.1.2 Interfaccia elettrica standard
 - 3.4.1.1.3 Allineamento del carico
 - 3.4.1.1.4 Unità di espulsione cartucce
 - 3.4.1.2 Predisposizioni di armamento e carico
 - 3.4.1.3 Interfaccia del cannone
 - 3.4.2 Interfaccia di comunicazione, radio navigazione ed identificazione
 - 3.4.3 Interfaccia uomo/macchina
 - 3.4.3.1 Interfacce equipaggio/aeromobile
 - 3.4.3.1.1 Antropometrica dell'equipaggio
 - 3.4.3.1.2 Entrata/uscita dell'equipaggio
 - 3.4.3.1.3 Uscita d'emergenza
 - 3.4.3.1.4 Sopravvivenza e soccorso dell'equipaggio
 - 3.4.3.1.5 Controlli e display
 - 3.4.3.1.6 Avvisi, precauzioni e segnalazioni
 - 3.4.3.1.7 Visione interna
 - 3.4.3.1.8 Visione esterna
 - 3.4.3.2 Autorizzazione di accesso all'interfaccia manutentore/aeromobile
 - 3.4.3.2.1 Stati dell'aeromobile
 - 3.4.3.2.1.1 Comunicazione Manutentore/equipaggio
 - 3.4.3.2.1.2 Stabilizzazione aeromobile
 - 3.4.3.2.1.3 Autorizzazione Interfaccia manutentore/aeromobile
 - 3.4.3.2.1.4 Interfaccia di funzione diagnostica
 - 3.4.3.2.1.4.1 Transizione spegnimento
 - 3.4.3.2.1.4.2 Transizione accensione
 - 3.4.3.2.1.4.3 Indicazioni di servicing
 - 3.4.3.2.1.5 Interfacce servicing
 - 3.4.3.2.1.5.1 Carico del munizionamento
 - 3.4.3.2.1.5.2 Certificazione al volo dell'aeromobile
 - 3.4.3.2.1.6 Interfaccia manutenzione
 - 3.4.3.2.1.6.1 Accessibilità

- 3.4.3.2.1.6.1.1 Montaggio, installazione ed allineamento
- 3.4.3.2.1.6.1.2 Controlli di aggiustamento
- 3.4.3.2.1.6.1.3 Peso, Limitazioni ed identificazione del sollevamento e trasporto
- 3.4.3.3 Interfacce passeggeri
 - 3.4.3.3.1 Alloggiamento passeggeri
 - 3.4.3.3.2 Entrata/uscita passeggeri e fuga
 - 3.4.3.3.3 Crashworthiness dei passeggeri e sopravvivenza
- 3.4.4 Trasportabilità
 - 3.4.4.1 Preparazione per il trasporto
- 3.4.5 Cargo e carico utile
 - 3.4.5.1 Gestione Cargo
 - 3.4.5.2 Peso cargo e bilanciamento
- 3.4.6 Interfacce rifornimento e svuotamento
 - 3.4.6.1 Rifornimento/svuotamento a terra e a bordo di navi
 - 3.4.6.1.1 Interfacce rifornimento a terra
 - 3.4.6.1.2 Interfacce svuotamento
 - 3.4.6.2 Interfacce rifornimento in volo
 - 3.4.6.2.1 Interfacce ricevente
 - 3.4.6.2.2 Interfacce tanker
- 3.4.7 Interfacce con attrezzature e infrastrutture
- 3.4.8 Compatibilità con la nave
 - 3.4.8.1 Tipback e turnover a bordo di navi
- 3.4.9 Interfaccia con equipaggiamento di supporto
- 3.4.10 Allestimenti
- 3.4.11 Carburanti
 - 3.4.11.1 Carburante primario
 - 3.4.11.2 Carburante alternativo
 - 3.4.11.3 Carburante ristretto
 - 3.4.11.4 Carburante di emergenza
- 3.4.12 Equipaggiamento GFE

- 3.5 Produzione

- 3.6 Supporto logistico

- 3.7 Addestramento
 - 3.7.1 Addestramento integrato

- 3.8 Smaltimento

- 3.9 Requisiti per operazioni su piste semi preparate
 - 3.9.1 CBR (California Bearing Ratio)
 - 3.9.2 Roughness (Rugosità)
 - 3.9.3 Runway

- 3.9.4 Taxiway
- 3.9.5 Aprons
- 3.9.6 Overruns
- 3.9.7 Runway End Clear Zone
- 3.9.8 Imaginery Surfaces
- 3.9.9 APZ (Accident Potential Zone) ed Aree di esclusione
- 3.9.10 Tutti gli adeguati dati caratteristici dell'aeromobile necessari a garantirne la capacità ad operare su tali piste quali ad esempio:

- geometria del carrello di atterraggio (numero di ruote e geometria del carrello anteriore e posteriore, loro distanza dal baricentro);
- posizione estreme del baricentro rispetto all'asse longitudinale del velivolo;
- pressione gonfiaggio dei pneumatici;
- carico massimo al decollo.

Nello specifico delle piste si riporta di seguito la relativa documentazione applicabile:

- ICAO ANNEX 14, Third Edition, July 1999
- AEP-46(B) NATO Aircraft Classification Numbers (ACN)/Pavement Classification Number (PCN), 16 June 2008, NATO STANAG 7131
- UFC (Unified Facilities Criteria) 3-260-1, "Airfield and Heliport Planning and Design ", DoD 17 November 2008
- Norman S. Currey, "Aircraft Landing Gear Design Principles and Practices", Lockheed Aeronautical Systems Company, Marietta, Georgia, 1988
- MIL-A-8862A, "Airplane strength and rigidity, landing and ground handling loads", .31 March 1971
- MIL-A-8863C(AS), "Airplane strength and rigidity, landing and ground loads for Navy acquired airplanes", 19 July 1993
- Donald H. Gray, Donald E. Williams, "Evaluation of Aircraft Landing Gear Ground Flotation Characteristics for Operation from unsurfaced soil airfield", Technical Report ASD-TR-68-34

3.10 Requisiti di interoperabilità navale

(per ciascuno dei seguenti requisiti si raccomanda la lettura dei razionali tecnici contenuti nella JSSG-2001B)

3.10.1 Compatibilità con la nave: individuare tutti i requisiti di interfaccia con la nave

Ship	Maximum Height	Spotting Factor	Catapult System/ Drawing Number	Arresting Systems/ Drawing Number	Barricade System/ Drawing Number	JBD Type/ Drawing Number	High Thrust Fitting Type/ Drawing Number	Conditions

Ship	Elevator Dimensions	Number of Air Vehicles	Equipment	Conditions

- Towing provisions
- Tie-down and mooring provisions
- Shipboard refuelling / defueling interfaces
- 3.10.2 Requisiti di tipback e turnover a bordo della nave
- 3.10.3 Parking on the ship deck for required weather conditions
- 3.10.4 Ship deck takeoff and landing wind limits
- 3.10.5 Requisiti di qualità di volo per operazioni su nave
 - 3.10.5.1 Deck Handling
 - 3.10.5.2 Catapult launch
 - 3.10.5.3 Carrier approach and landing
 - 3.10.5.4 Bolter
 - 3.10.5.5 Waveoff
 - 3.10.5.6 Single engine failure
- 3.10.6 Ship-to-helicopter in-flight refueling envelope
- 3.10.7 Emission Control (radio silence) requirements
- 3.10.8 Compatibility with Radio Frequency Electromagnetic Ship Environment (MIL-STD-464A and any additional requirement related to specific ships environment)
- 3.11 Requisiti specifici del sistema APR
 - 3.11.1 Stazione di controllo
 - 3.11.2 Data Link
 - 3.11.3 Sistema Comunicazione

4. REQUISITI DI IMPATTO AMBIENTALE

- 4.1 Emissioni gassose dei motori
- 4.2 Impatto acustico
- 4.3 Verniciatura

I REQUISITI MINIMI ESSENZIALI DI AIRWORTHINESS

B.1. INTRODUZIONE

La Convenzione Internazionale di Chicago (7 dicembre 1944) afferma:

- "it shall be applicable to civil aircraft, and shall not be applicable to state aircraft" (Chapter I, article 3 a),
- "Aircraft used in military, customs and police services shall be deemed to be state aircraft" (Chapter I, article 3 b),
- "the contracting States undertake, when issuing regulation for their state aircraft, that they will have due regard for the safety of navigation of civil aircraft" (Chapter I, article 3 d).

Il regolamento europeo (EC) N°216/2008 afferma:

- "This Regulation shall not apply when products, parts, appliances, personnel and organisations ... are engaged in military, customs, police, or similar services. The Member States shall undertake to ensure that such services have due regard as far as practicable to the objectives of this Regulation" (Chapter 1, article 1.2);
- i requisiti essenziali per l'airworthiness degli aeromobili civili sono definiti nell'Annesso I del regolamento stesso.

B.2. SCOPO

Lo scopo del presente Allegato è di definire i requisiti essenziali di airworthiness applicabili agli aeromobili militari acquisiti dalla DAA, in modo coerente con i precedenti principi e tenendo conto delle peculiarità militari.

La PARTE II del Capitolato Tecnico (airworthiness basis) di un aeromobile, che specifica i requisiti dettagliati di airworthiness, dovrà essere redatta tenendo in dovuto conto tali requisiti essenziali da soddisfare.

Si sottolinea inoltre che essi rappresentano i requisiti minimi e che requisiti più stringenti potranno essere richiesti dalla DAA in fase di concordamento della PARTE II del Capitolato Tecnico.

NOTA

Il presente allegato si riferisce a tutti gli aspetti di airworthiness citati negli "Essential requirements for airworthiness" del regolamento europeo 216/2008 e non solo ai requisiti dai quali far derivare l'airworthiness basis (PARTE II del Capitolato Tecnico): i requisiti essenziali che impattano la definizione dell'airworthiness basis sono quelli dei paragrafi [B.3.1.](#) e [B.3.2.](#) seguenti.

B.3. REQUISITI

B.3.1. REQUISITI DI INTEGRITA'

L'integrità dell'aeromobile e dei suoi articoli di configurazione deve essere assicurata in tutte le condizioni di volo e le operazioni di terra previste e per tutto il corso della vita operativa dell'aeromobile.

Il soddisfacimento di tutti i requisiti deve essere dimostrato ad un livello ritenuto soddisfacente dalla DAA.

B.3.1.1 Strutture e materiali

L'integrità della struttura dell'aeromobile, incluso il sistema di propulsione, deve essere dimostrata in tutto l'inviluppo operativo, e per un definito margine oltre, e mantenuta per tutta la vita operativa dell'aeromobile.

Tutte le parti dell'aeromobile, la cui failure potrebbe compromettere l'integrità strutturale, devono soddisfare, senza rompersi o deformarsi in modo pericoloso, le seguenti condizioni:

a) Si devono considerare tutte le combinazioni di carichi che ragionevolmente ci si attende di incontrare all'interno di, e per un definito margine oltre, l'inviluppo di pesi e centraggio, l'inviluppo operativo e la vita dell'aeromobile.

Questo include carichi sia in volo che a terra derivanti da raffiche, manovre, pressurizzazione, superfici mobili, sistema di controllo, propulsione.

b) Si devono considerare i carichi e i danni probabili indotti da atterraggi di emergenza o su terra o su acqua (ove applicabile).

c) Si deve tenere in conto degli effetti dinamici nella risposta strutturale a questi carichi.

d) L'aeromobile deve essere libero da qualsiasi instabilità aeroservoelastica e da vibrazioni eccessive.

e) I processi produttivi e i materiali impiegati nella costruzione dell'aeromobile devono determinare proprietà strutturali note e riproducibili.

Si deve tenere in conto di ogni variazione delle prestazioni del materiale dovuta all'ambiente operativo.

f) Gli effetti dell'affaticamento strutturale dovuto ai carichi ciclici, il degrado ambientale, fonti di danneggiamento accidentali e discrete non devono ridurre le capacità strutturali al di sotto di un livello minimo accettabile di resistenza residua.

A questo riguardo, dovranno essere fornite tutte le istruzioni necessarie per assicurare la aeronavigabilità continua (continued airworthiness) dell'aeromobile.

Questo include tutti gli item di massa significativa e i loro sistemi di vincolo.

B.3.1.2 Sistema Propulsione

L'integrità del sistema propulsione (i.e. motori e ove applicabile eliche) deve essere dimostrata in tutto il suo inviluppo operativo, e per un definito margine oltre, e mantenuta per tutta la sua vita operativa.

Il sistema propulsione deve produrre, all'interno dei limiti dichiarati, la spinta o potenza che si esigono dal sistema a tutte le condizioni di volo richieste, considerando gli effetti e le condizioni ambientali.

I processi produttivi e i materiali impiegati nella costruzione del sistema propulsione devono determinare proprietà strutturali note e riproducibili.

Si deve tenere in conto di ogni variazione delle prestazioni del materiale dovuta all'ambiente operativo.

Gli effetti dell'affaticamento strutturale dovuto ai carichi ciclici, il degrado ambientale e operativo, failure probabili di parti e i plausibili effetti sulle parti vicine non devono ridurre l'integrità del sistema propulsione al di sotto di un livello minimo accettabile.

A questo riguardo, dovranno essere fornite tutte le istruzioni necessarie per assicurare le condizioni di aeronavigabilità continua (continued airworthiness).

Dovranno essere fornite tutte le istruzioni, informazioni e requisiti necessari affinché l'interfaccia tra motore e elica (ove applicabile) e aeromobile avvenga in modo sicuro e corretto.

B.3.1.3 Sistemi ed Equipaggiamenti

L'aeromobile non deve presentare caratteristiche o dettagli di progetto che l'esperienza ha dimostrato essere pericolosi per la sicurezza.

L'aeromobile, con tutti i sistemi e gli equipaggiamenti richiesti per l'Omologazione di Tipo Aeromobile Militare o dalle regole operative (e.g. Operational Air Traffic (OAT) e General Air Traffic (GAT)), deve svolgere le funzioni richieste nel modo previsto in ogni condizione operativa prevista, in tutto l'inviluppo operativo dell'aeromobile, e per un definito margine oltre, tenendo in dovuta considerazione l'ambiente operativo del sistema e dell'equipaggiamento.

Altri sistemi ed equipaggiamenti non richiesti per l'Omologazione di Tipo Aeromobile Militare o dalle regole operative, sia che essi funzionino correttamente o impropriamente, non devono ridurre i livelli di safety e non devono influenzare negativamente il funzionamento corretto di ogni altro sistema ed equipaggiamento.

I sistemi e gli equipaggiamenti devono potere essere utilizzabili senza richiedere sforzi o abilità eccezionali.

I sistemi e gli equipaggiamenti dell'aeromobile, inclusi la Control Station e il Data Link (per gli APR), considerati separatamente e in relazione l'uno con l'altro, devono essere progettati in modo tale che nessuna failure singola, che non si dimostri essere estremamente improbabile ($HRI=1E$), produca effetti catastrofici.

Deve inoltre esistere una relazione inversa tra la probabilità di una failure condition e la severità dei suoi effetti sull’aeromobile, l’equipaggio in volo e/o di terra, i passeggeri (ove applicabile), gli altri utilizzatori dello spazio aereo e altre terze parti (e.g. il terzo sorvolato).

Si dovrà comunque tenere in dovuta considerazione la classe dell’aeromobile in termini di peso e dimensioni e varietà di configurazioni (inclusi sistemi e operazioni specificatamente militari): si potrebbero individuare casi in cui il precedente criterio di failure singola non potrebbe essere soddisfatto per alcune parti e sistemi sugli elicotteri, sui piccoli aeroplani single-engine, sugli APR.

Si devono fornire all’equipaggio e al personale manutentivo (ove interessato) tutte le informazioni necessarie per la condotta sicura del volo e le informazioni riguardanti condizioni di insicurezza, in modo chiaro, consistente e non ambiguo.

Sistemi, equipaggiamenti e controlli, inclusi segnalazioni e avvisi, devono essere progettati e posizionati in modo tale da minimizzare errori che potrebbero contribuire a creare situazioni di rischio.

Si devono adottare precauzioni di progetto per minimizzare rischi all’aeromobile, all’equipaggio, ai passeggeri (ove applicabile), agli altri utilizzatori dello spazio aereo e altre terze parti (e.g. il terzo sorvolato) derivanti da minacce ragionevolmente probabili, sia dall’interno che dall’esterno dell’aeromobile, inclusi mezzi di protezione contro la possibilità di failure significative o interruzioni di funzionamento negli equipaggiamenti dell’aeromobile.

B.3.1.4 Aeronavigabilità Continua dell’aeromobile (Continuing Airworthiness)

Si devono stabilire le istruzioni per la “continuing airworthiness” in modo da assicurare che gli standard di airworthiness riconosciuti nell’Omologazione di Tipo Aeromobile Militare siano mantenuti per tutta la vita operativa dell’aeromobile.

Si devono fornire mezzi per consentire ispezioni, aggiustamenti, lubrificazione, rimozione o sostituzione di parti ed equipaggiamenti secondo quanto richiesto per garantire la “continuing airworthiness”.

Le istruzioni per la “continuing airworthiness” devono essere fornite in un formato appropriato per la quantità di dati necessari (e.g. cartaceo o elettronico).

Le istruzioni devono coprire gli aspetti di manutenzione e riparazione, informazioni per la messa in servizio (servicing), trouble-shooting e procedure di ispezione.

Le istruzioni per la “continuing airworthiness” devono contenere le limitazioni di airworthiness che stabiliscono i tempi per le sostituzioni obbligatorie delle parti a vita limitata, gli intervalli ispettivi e le relative procedure di ispezione.

B.3.2. ASPETTI OPERATIVI DI AIRWORTHINESS

B.3.2.1 Sicurezza per le persone a bordo e a terra

Per assicurare un livello soddisfacente di sicurezza per le persone a bordo e a terra durante l’operatività dell’aeromobile, si deve dimostrare di avere considerato i seguenti aspetti:

- a) Si devono stabilire il tipo di operazioni per le quali l’aeromobile è Omologato e tutte le limitazioni e informazioni necessarie per operare l’aeromobile in sicurezza, incluse le limitazioni ambientali e le prestazioni.
- b) L’aeromobile deve essere controllabile e manovrabile in sicurezza in tutte le condizioni operative previste e ove applicabile, fino al momento in cui vengono attivati i sistemi di evacuazione di emergenza (e.g. crew escape) o nel caso di un APR il sistema di recupero.
Si deve tenere dovuto conto della forza del pilota, del suo workload, dell’ambiente in cabina di pilotaggio, di considerazioni di human factor e della fase di volo e della sua durata.
- c) Deve essere possibile effettuare transizioni dolci da una fase di volo all’altra in ogni probabile condizione operativa, senza richiedere eccezionali capacità di pilotaggio, vigilanza, forza o workload.
- d) L’aeromobile deve possedere “handling qualities” tali che le richieste fatte al pilota non siano eccessive, considerando la fase di volo e la sua durata.
- e) Si devono stabilire le procedure per le operazioni normali, in condizioni di failure e in emergenza.
- f). In funzione del tipo di aeromobile, si devono fornire mezzi (warning o altri deterrenti) per prevenire eccedenze del normale inviluppo di volo.
- g) Le caratteristiche dell’aeromobile e dei suoi sistemi devono consentire un rientro sicuro dalle condizioni estreme dell’inviluppo di volo che si possono incontrare.

B.3.2.2 Limitazioni Operative

Si devono rendere disponibili ai membri dell’equipaggio le limitazioni operative e ogni altra informazione necessaria per operare l’aeromobile in sicurezza.

B.3.2.3 Operazioni dell’aeromobile

Le operazioni dell’aeromobile devono essere protette dai rischi che risultano da condizioni esterne ed interne avverse, incluse le condizioni ambientali.

In particolare si deve considerare l’esposizione a fenomeni attesi durante la vita operativa dell’aeromobile quali, ma non limitati a, condizioni meteorologiche avverse, fulmini, impatti con volatile, campi radiati ad alta frequenza, ozono, ecc..

Quando applicabile, i compartimenti di cabina devono garantire ai passeggeri condizioni di trasporto appropriate e un’adeguata protezione da ogni evento

di rischio atteso derivante dalle operazioni di volo o da situazioni di emergenza, inclusi rischi da fuoco, fumo, gas tossici e rapida decompressione.

Si deve rendere disponibile agli occupanti quanto serve per garantire ogni ragionevole opportunità di evitare ferite serie e di evacuare rapidamente l'aeromobile e per proteggerli dagli effetti della decelerazione nel caso di un atterraggio di emergenza su terra o acqua (ove applicabile).

Segnalazioni o annunci chiari e non ambigui devono essere forniti, secondo le necessità, per istruire gli occupanti con indicazioni sui comportamenti appropriati e sicuri da tenere e sulla posizione e uso degli equipaggiamenti di sicurezza.

I compartimenti dell'equipaggio devono essere organizzati in modo da facilitare le operazioni di volo, includendo mezzi che forniscano la necessaria “situation awareness”, e la gestione di ogni situazione ed emergenza previste. L'ambiente dei compartimenti dell'equipaggio non deve introdurre nessun rischio di compromettere la capacità dell'equipaggio di svolgere i suoi compiti, e il suo progetto deve essere tale da evitare interferenze durante le operazioni ed un uso scorretto dei controlli.

B.3.3. ORGANIZZAZIONI (CHE SVOLGONO ATTIVITÀ DI PROGETTAZIONE, DI PRODUZIONE, DI MANUTENZIONE)

Le organizzazioni coinvolte in attività di progettazione (incluso flight test), produzione, o manutenzione devono soddisfare le seguenti condizioni:

- a) L'organizzazione deve disporre di tutti i mezzi necessari per realizzare gli obiettivi del proprio lavoro.
Tali mezzi comprendono, ma non sono limitati a, attrezzature, personale, equipaggiamenti, strumenti e materiali, documentazione dei vari task, responsabilità e procedure, accesso ai dati rilevanti, record-keeping.
- b) L'organizzazione deve implementare e mantenere un sistema di gestione che assicuri la rispondenza a questi requisiti essenziali di airworthiness e che sia orientata al continuo miglioramento di tale sistema.
- c) L'organizzazione deve stabilire accordi con le altre organizzazioni pertinenti, nella misura in cui è necessario, per assicurare la continua rispondenza a questi requisiti essenziali di airworthiness.
- d) L'organizzazione deve stabilire un sistema per la segnalazione e/o il trattamento delle occorrenze, che deve essere utilizzato dal sistema di gestione al punto b) e gli accordi al punto c), al fine di contribuire all'orientamento a un miglioramento continuo della sicurezza dell'aeromobile (continuing airworthiness del Tipo).

I REQUISITI DI SAFETY

C.1. INTRODUZIONE

Il soddisfacimento degli obiettivi di safety legati a cause tecniche imputabili al progetto è un fattore chiave per assicurare che l'aeromobile sia aeronavigabile.

Questo Allegato definisce quali sono i requisiti di safety principali da inserire nel Capitolato Tecnico e fornisce le linee guida per fissarli quantitativamente. In accordo alla definizione vigente di airworthiness, si tiene in conto sia della sicurezza delle persone a bordo dell'aeromobile che a terra.

Questo Allegato fornisce gli elementi necessari per stabilire quantitativamente il requisito di probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo dell'aeromobile, considerando sia l'esigenza primaria di ridurre al minimo la probabilità di mettere a rischio la vita umana che tutti i vincoli tecnologici legati allo stato dell'arte raggiunto per varie classi di aeromobili.

Si sottolinea che tale requisito non va considerato unicamente come un requisito di airworthiness ma anche un requisito di “prestazione” individuando il non-combat loss rate dell'aeromobile.

NOTA

Le considerazioni di questo Allegato sono orientate a rendere coloro incaricati di definire e verificare i requisiti di safety sempre più consapevoli che le loro decisioni hanno un impatto cruciale non solo sui costi di sviluppo e produzione ma anche sui costi in servizio e che una buona decisione presa all'inizio consentirà grandi vantaggi per tutto il ciclo di vita del programma.

C.2. I REQUISITI DI SAFETY E DI SOFTWARE

C.2.1 PROBABILITA' CUMULATIVA DI EVENTO CATASTROFICO

Il Capitolato Tecnico deve includere un requisito per l'aeromobile espresso in termini di probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo (si veda para C.3.).

C.2.2 FAIL-SAFE

Il Capitolato Tecnico deve includere un requisito “fail-safe”: *“i sistemi dell'aeromobile, considerati separatamente e in relazione con gli altri sistemi, devono essere progettati in modo che nessuna failure singola conduca ad evento catastrofico”.*

Tale requisito non è obbligatorio per gli A.P.R. di peso inferiore ai 150kg; tuttavia la DAA si riserva la facoltà di richiederne l'applicazione qualora lo ritenesse necessario per talune condizioni di guasto.

C.2.3 HAZARD RISK INDEX MATRIX

Il Capitolato Tecnico deve includere una Hazard Risk Index Matrix (si veda para C.3), che definisca:

- opportune categorie di severità (Catastrofica, Critica, Maggiore, Minore);
- opportuni livelli di probabilità (Frequente, Probabile, Occasionale, Remota, Improbabile);
- un’opportuna matrice di rischio e dei livelli di accettabilità del rischio, 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).

<i>Hazard Risk Index (HRI)</i>	(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

Eventuali “Special Condition” rispetto ai criteri di accettabilità stabiliti dalla Hazard Risk Index Matrix, per alcune particolari “failure conditions” (e.g. la condizione di perdita della spinta in un aeromobile con motore singolo), devono essere specificate nel Capitolato Tecnico, dopo attenta valutazione della effettiva non fattibilità tecnica di soluzioni alternative.

Per tali “failure conditions” il valore di probabilità dovrà comunque essere fissato.

C.2.4 HAZARD ZONAL ANALYSIS

Il Capitolato Tecnico deve richiedere che la Ditta emetta una Hazard Zonal Analysis per la valutazione degli aspetti di “safety” legati all’installazione dei sistemi.

C.2.5 SYSTEM SAFETY PROGRAM PLAN

Il Capitolato Tecnico deve richiedere che la Ditta emetta un System Safety Program Plan, da concordare con la DAA.

C.2.6 SOFTWARE

Il Capitolato Tecnico deve stabilire lo standard di sviluppo e validazione del Software.

Si raccomanda di fare riferimento alla RTCA-DO-178 (edizione vigente) oppure alla pubblicazione NATO AOP-52.

Il Capitolato Tecnico deve comunque specificare che i requisiti di ciclo di vita del Software vengono stabiliti in funzione degli impatti sulla Safety, riconoscendo almeno quattro classi:

- 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.

Il Capitolato Tecnico deve riportare la seguente clausola *“Opportune scelte architetturali (redundancy, partitioning, monitoring, dissimilarity, independency, ecc.) potranno, se dimostrate in modo soddisfacente per la DAA, giustificare eventuali declassamenti di alcuni Computer Software Items. La ARP-4754 può essere presa a riferimento come linea guida”*.

Classi di Software più severe, rispetto a quelle determinate in funzione della analisi di safety, potrebbero essere richieste per motivi di maintenance o come requisito di prestazione da garantire per ottenere una affidabilità di missione superiore.

Per $APR \leq 150\text{kg}$, classi di software meno severe potranno essere stabile considerando i requisiti minimi dello STANAG-4703.

Il Capitolato Tecnico deve specificare quegli eventuali requisiti di Software stabiliti non dall’analisi di safety ma come requisito aggiuntivo (e.g. per il Software di un Mission Computer DAA potrebbe richiedere la classe di software più severa; analogamente per il FCS di un APR).

C.2.7 SOFTWARE MANAGEMENT PLAN

Il Capitolato Tecnico deve richiedere che la Ditta emetta un documento di Software Management Plan, da concordare con la DAA, nel quale si assegnano le classi di Software in funzione dei risultati dell’analisi di safety, delle scelte architetturali, dei sopraccitati requisiti aggiuntivi specificati nel Capitolato Tecnico.

C.2.8 SYSTEM SAFETY MANAGEMENT PLAN

Il Capitolato Tecnico deve richiedere che la Ditta implementi un Safety Management System ed emetta un documento di System Safety Management Plan, da concordare con la DAA, nel quale si specificano i task e gli accordi messi in atto per garantire che i requisiti di safety siano soddisfatti e mantenuti in modo pianificato.

C.3. LINEE GUIDA PER DEFINIRE I REQUISITI QUANTITATIVI

C.3.1 STATO DELL'ARTE DEI REQUISITI DI SAFETY

La probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo dovrebbe essere non maggiore dei seguenti valori minimi che costituiscono il modo tradizionale di fissare "l'hazard reference system":

Tipo di requisito dell'aeromobile	Classe di aeromobile ³	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	(S1) Aeroplani delle categorie "Normal", "Utility" e "Acrobatic" con singolo motore alternativo e peso <6000 lb	$\leq 1 \times 10^{-5}$ ⁽⁴⁾
	(S2) Aeroplani delle categorie "Normal", "Utility" e "Acrobatic" con più di un motore alternativo o singolo motore a turbina e peso <6000 lb	$\leq 1 \times 10^{-6}$ ⁽²⁾
	(S2) Elicotteri con peso ≤ 20000 lb e un numero di passeggeri <10	$\leq 1 \times 10^{-6}$ ⁽²⁾
	(S3) Aeroplani delle categorie "Normal", "Utility" e "Acrobatic" con peso ≥ 6000 lb	$\leq 5 \times 10^{-7}$ ⁽²⁾
Aeromobili sviluppati su un requisito iniziale per missioni di tipo prettamente militare	(S4) Aeroplani della categoria "Commuter"	$\leq 1 \times 10^{-7}$ ⁽²⁾
	(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	
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.	$\leq 1 \times 10^{-6}$

Tabella 1

Per gli APR, non essendoci persone a bordo, si può assumere che un evento di perdita del sistema sia catastrofico solo quando tale perdita è associata al rischio di morte di una o più persone.

Il requisito di probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo per gli APR dovrebbe essere stabilito nel Capitolato Tecnico attraverso la seguente formula:

(Classe di <i>safety</i>) Peso dell'APR [kg]	Probabilità cumulativa di evento catastrofico /fh [valori che non comportano alcuna limitazione di densità di popolazione]
(S7) MTOW < 15 kg	$\leq 1 \times 10^{-4}$
(S8) 15 kg \leq MTOW < 150 kg	$\leq 0.0015 / (MTOW)$
(S9) 150 kg \leq MTOW < 750 kg	$\leq 1 \times 10^{-5}$

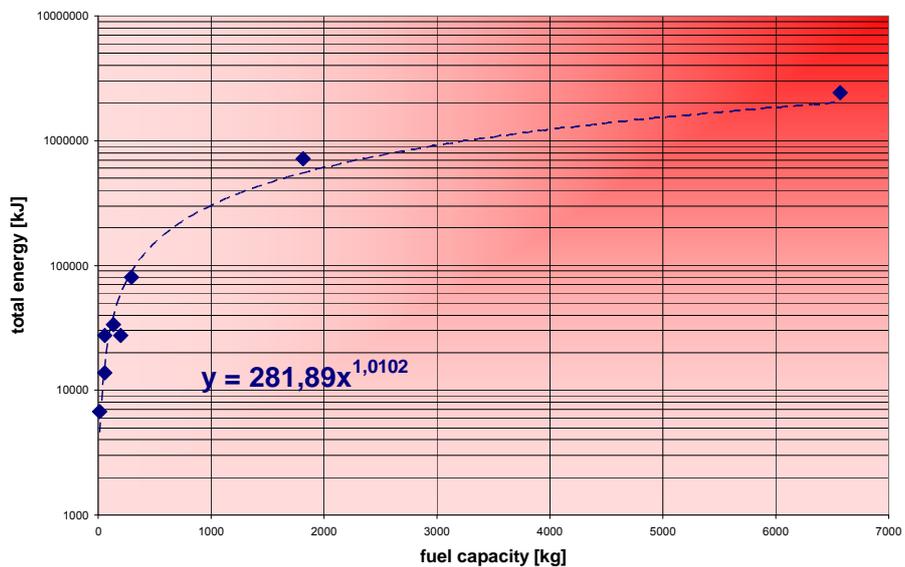
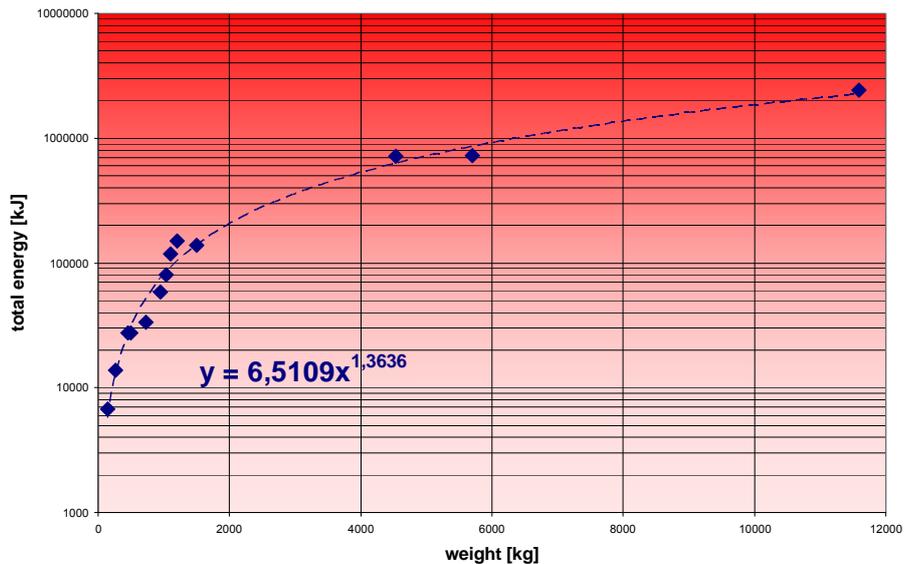
³ Per la definizione delle classi di aeromobili di derivazione civile, fare riferimento alle normative EASA corrispondenti.

⁴ 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.

(S10) 750 kg ≤ MTOW < 4000 kg	≤ 0.0813 / (MTOW) ^{1.36}
(S11) MTOW ≥ 4000 kg	≤ 1x10 ⁻⁶

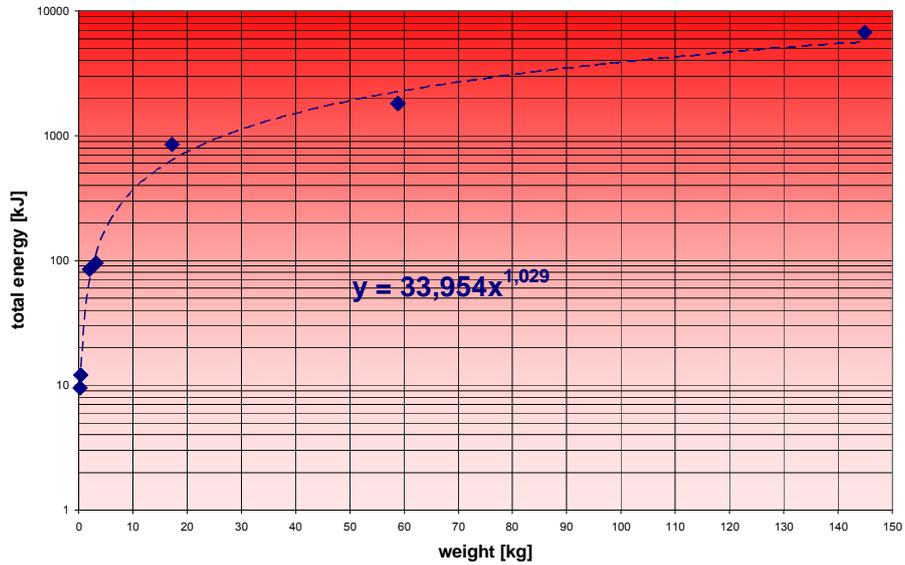
Tale formula è di origine empirica ed è stata derivata nel seguente modo:

- si suppone che il rischio per le parti terze sorvolate da un APR sia proporzionale all'energia totale del sistema in volo (che determina la gravità dell'impatto al suolo) e dalla quantità di combustibile a bordo (che determina il rischio di una potenziale esplosione e incendio al suolo);
- si sono analizzati i sistemi con MTOW>150kg attualmente esistenti e si sono trovate le seguenti correlazioni:



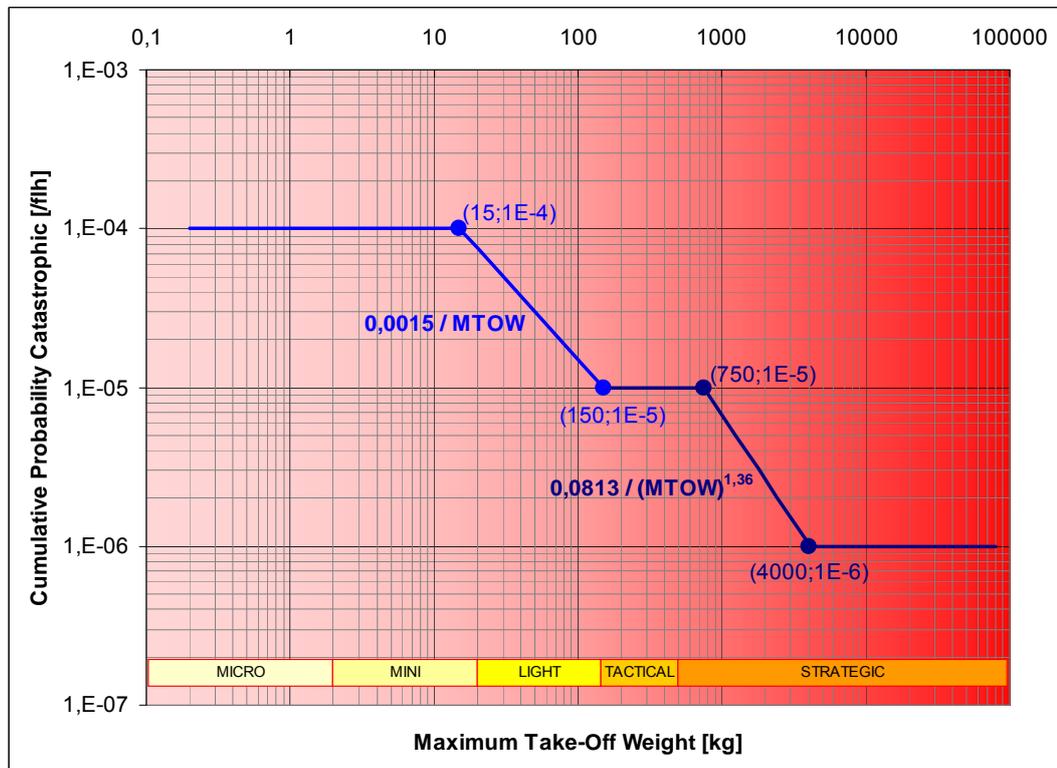
- per gli APR con MTOW>150kg, essendo la capacità di combustibile circa lineare con l'energia totale del sistema ed essendo l'energia totale del sistema correlata col peso elevato alla 1.36, si conclude che il rischio al terzo sorvolato dipende dal peso elevato alla 1.36 e che il requisito di safety varia col peso elevato alla (-1.36).

- Si sono analizzati i sistemi con MTOW<150kg attualmente esistenti e si è trovata la seguente correlazione:



- per gli APR con MTOW<150kg, essendo l'energia totale del sistema direttamente proporzionale al peso, si conclude che il requisito di safety è inversamente proporzionale al peso.

Pertanto si raccomanda di stabilire il requisito di probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo, da soddisfare per poter operare il sistema APR senza alcuna limitazione di densità di popolazione, nel seguente modo:

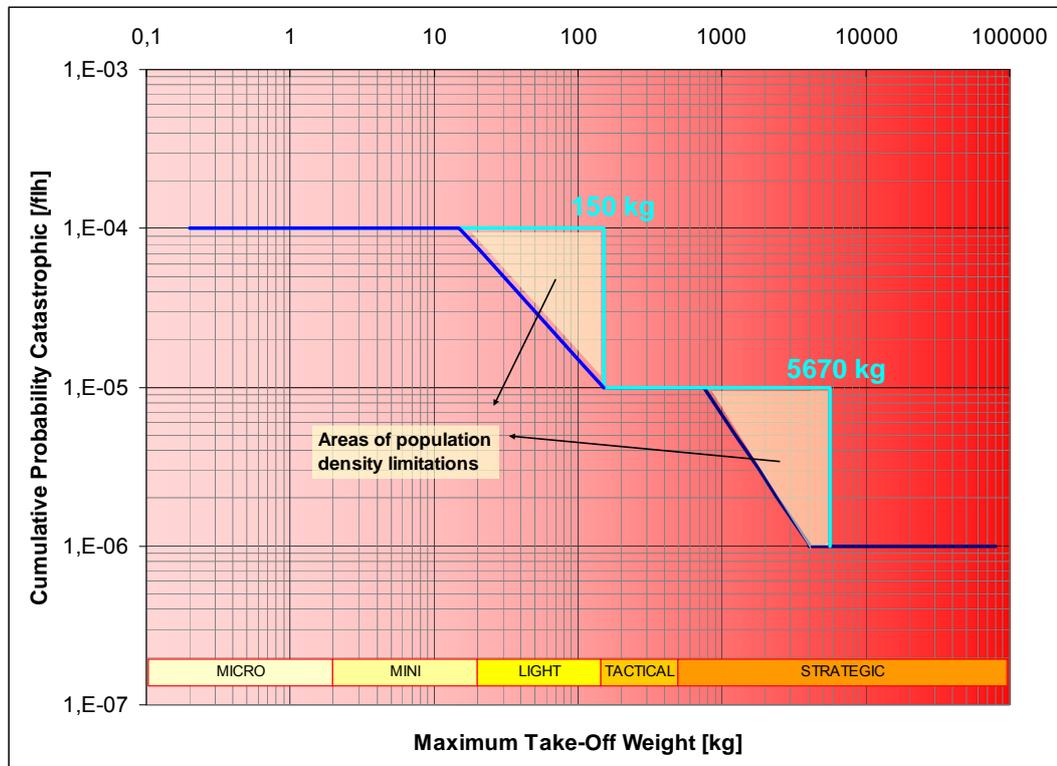


Qualora un sistema APR non risulti soddisfare il requisito cumulativo di probabilità di evento catastrofico stabilito, la DAA imporrà una limitazione sulla densità di popolazione media dell’area sorvolata attraverso la metodologia esposta nella norma AER.P-2.

In ogni caso si raccomanda di non fissare nel Capitolato Tecnico requisiti di probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo superiori ai seguenti valori di safety minimi accettabili:

Peso dell’APR [kg]	Probabilità cumulativa di evento catastrofico /fh [valori minimi accettabili che implicano limitazioni in termini di densità di popolazione]
MTOW < 150 kg	$\leq 1 \times 10^{-4}$
150 kg \leq MTOW \leq 5670 kg	$\leq 1 \times 10^{-5}$
MTOW > 5670 kg	$\leq 1 \times 10^{-6}$

Se si adotta la soglia di 5670 kg per passare a un requisito cumulativo di 1×10^{-6} , esso dovrà essere considerato, invece di 4000 kg, come il nuovo valore di passaggio tra la categoria di safety (S10) e (S11).



In fase di definizione del requisito di safety degli APR, si raccomanda di valutare preliminarmente gli effetti di una eventuale limitazione di densità di popolazione attraverso il calcolo della AER.P-2, al fine di valutare la compatibilità del requisito con i requisiti operativi delle Forze Armate.

Si raccomanda di utilizzare le seguenti definizioni delle classi di severità, considerando per gli APR le definizioni incluse nello STANAG 4671 Ed 2 (AMC.1309):

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>Condizioni di guasto che ci si attende portino a condizioni di volo incontrollato (incluso volo al di fuori dalle aree e/o profilo di volo pianificati) e/o crash incontrollato.</p> <p>Condizioni di guasto che possono comportare la morte di persone dell'equipaggio o dello staff di terra.</p>
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 larga 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 <i>workload</i> tali da compromettere lo svolgimento completo e accurato dei task legati alla condotta del volo.</p>	<p>Condizioni di guasto che, o di per sé o combinate a un aumentato di <i>workload</i> dell'equipaggio, ci si attende portino a una terminazione del volo con traiettoria controllata o atterraggio forzato che potenzialmente conduce alla perdita dell'APR, dove ragionevolmente ci si aspetta che non possa causare la morte di nessuna persona.</p> <p>Condizioni di guasto per cui ragionevolmente ci si attende che non possa causare la morte di nessuna persona dell'equipaggio o dello staff di terra.</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 significativa 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 <i>workload</i> dell'equipaggio.</p>	<p>Condizioni di guasto che, o di per sé o combinate a un aumentato di <i>workload</i> dell'equipaggio, ci si attende portino a un atterraggio di emergenza dell'APR in un sito prestabilito, dove ragionevolmente ci si aspetta che non possa causare il ferimento grave di nessuna persona.</p> <p>Condizioni di guasto che potenzialmente potrebbero comportare il ferimento di persone dell'equipaggio o dello staff di terra.</p>
MINORE (CAT. 4)	<p>Condizione di guasto che non causa danni significativi per la sicurezza a nessun sistema dell'aeromobile e nessun ferimento o malessere alle persone.</p> <p>Tale condizione potrebbe includere una lieve riduzione dei margini di sicurezza o delle capacità funzionali.</p> <p>Tale condizione potrebbe comportare un lieve incremento di <i>workload</i> dell'equipaggio.</p>	<p>Condizioni di failure che non riducono significativamente la sicurezza del sistema APR e implicano azioni da parte dell'equipaggio che rientrano senza difficoltà nelle loro capacità.</p> <p>Tali condizioni potrebbero includere una lieve riduzione dei margini di sicurezza o delle capacità funzionali.</p> <p>Tali condizioni potrebbero comportare un lieve incremento di <i>workload</i> dell'equipaggio.</p>

Dal requisito cumulativo di evento catastrofico si derivano le soglie di probabilità corrispondenti, stimando un numero N_{EC} di condizioni di guasto catastrofiche.

Tale numero può essere determinato al momento di stabilire il requisito di

Allegato “C” - AER(EP).P-6

Capitolato Tecnico, attraverso il “Functional Hazard Assessment” oppure database storici per parità di classe di aeromobile.

La seguente tabella può essere utilizzata come linea guida:

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	$P > P_B$	$P_B = 10 \cdot P_C$ $P_C < P \leq P_B$	$P_C = 10 \cdot P_D$ $P_D < P \leq P_C$	$P_D = 10 \cdot P_E$ $P_E < P \leq P_D$	$P_E = P_{CUM-CAT} / N_{EC}$ $P \leq P_E$
(S2) Aeroplani delle categorie “Normal”, “Utility” e “Acrobatic” con più di un motore alternativo o singolo motore a turbina e peso <6000 lb	$P > P_B$	$P_B = 100 \cdot P_C$ $P_C < P \leq P_B$	$P_C = 10 \cdot P_D$ $P_D < P \leq P_C$	$P_D = 10 \cdot P_E$ $P_E < P \leq P_D$	$P_E = P_{CUM-CAT} / N_{EC}$ $P \leq P_E$
(S2) Elicotteri con peso ≤ 20000 lb e un numero di passeggeri <10	$P > P_B$	$P_B = 100 \cdot P_C$ $P_C < P \leq P_B$	$P_C = 10 \cdot P_D$ $P_D < P \leq P_C$	$P_D = 10 \cdot P_E$ $P_E < P \leq P_D$	$P_E = P_{CUM-CAT} / N_{EC}$ $P \leq P_E$
(S3) Aeroplani delle categorie “Normal”, “Utility” e “Acrobatic” con peso ≥ 6000 lb	$P > P_B$	$P_B = 100 \cdot P_C$ $P_C < P \leq P_B$	$P_C = 100 \cdot P_D$ $P_D < P \leq P_C$	$P_D = 10 \cdot P_E$ $P_E < P \leq P_D$	$P_E = P_{CUM-CAT} / N_{EC}$ $P \leq P_E$
(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	$P > P_B$	$P_B = 100 \cdot P_C$ $P_C < P \leq P_B$	$P_C = 100 \cdot P_D$ $P_D < P \leq P_C$	$P_D = 100 \cdot P_E$ $P_E < P \leq P_D$	$P_E = P_{CUM-CAT} / N_{EC}$ $P \leq P_E$
(S5) Aeromobili della categoria da trasporto truppe e soccorso, da ricognizione, pattugliatori marittimi, per rifornimento in volo, per missioni di Electronic Warfare, ecc.	$P > P_B$	$P_B = 100 \cdot P_C$ $P_C < P \leq P_B$	$P_C = 100 \cdot P_D$ $P_D < P \leq P_C$	$P_D = 10 \cdot P_E$ $P_E < P \leq P_D$	$P_E = P_{CUM-CAT} / N_{EC}$ $P \leq P_E$
(S6) Aeromobili della categoria da combattimento, da addestramento, ecc.	$P > P_B$	$P_B = 100 \cdot P_C$ $P_C < P \leq P_B$	$P_C = 100 \cdot P_D$ $P_D < P \leq P_C$	$P_D = 10 \cdot P_E$ $P_E < P \leq P_D$	$P_E = P_{CUM-CAT} / N_{EC}$ $P \leq P_E$
(S7) APR MTOW < 15 kg	$P > P_B$	$P_B = 10 \cdot P_C$ $P_C < P \leq P_B$	$P_C = 10 \cdot P_D$ $P_D < P \leq P_C$	$P_D = 10 \cdot P_E$ $P_E < P \leq P_D$	$P_E = P_{CUM-CAT} / N_{EC}$ $P \leq P_E$
(S8) APR 15kg \leq MTOW <150 kg	$P > P_B$	$P_B = 10 \cdot P_C$ $P_C < P \leq P_B$	$P_C = 10 \cdot P_D$ $P_D < P \leq P_C$	$P_D = 10 \cdot P_E$ $P_E < P \leq P_D$	$P_E = P_{CUM-CAT} / N_{EC}$ $P \leq P_E$
(S9) APR 150 kg \leq MTOW <750 kg	$P > P_B$	$P_B = 10 \cdot P_C$ $P_C < P \leq P_B$	$P_C = 10 \cdot P_D$ $P_D < P \leq P_C$	$P_D = 10 \cdot P_E$ $P_E < P \leq P_D$	$P_E = P_{CUM-CAT} / N_{EC}$ $P \leq P_E$
(S10) APR 750 kg \leq MTOW <4000kg ⁽⁵⁾	$P > P_B$	$P_B = 100 \cdot P_C$ $P_C < P \leq P_B$	$P_C = 10 \cdot P_D$ $P_D < P \leq P_C$	$P_D = 10 \cdot P_E$ $P_E < P \leq P_D$	$P_E = P_{CUM-CAT} / N_{EC}$ $P \leq P_E$
(S11) MTOW ≥ 4000 kg ⁽⁵⁾	$P > P_B$	$P_B = 100 \cdot P_C$ $P_C < P \leq P_B$	$P_C = 100 \cdot P_D$ $P_D < P \leq P_C$	$P_D = 10 \cdot P_E$ $P_E < P \leq P_D$	$P_E = P_{CUM-CAT} / N_{EC}$ $P \leq P_E$

Tabella 2

⁵ Se si adotta la soglia di 5670 kg per passare a un requisito cumulativo di 1×10^{-6} , tale valore di peso dovrà essere considerato, invece di 4000 kg, come il nuovo valore di passaggio tra la categoria di safety (S10) e (S11).

In assenza di un rationale tecnico che consenta di stabilire preliminarmente il numero di condizioni di guasto catastrofiche (N_{EC}), si possono usare i seguenti valori:

Livelli di probabilità	N_{EC} assunto
(S1) Aeroplani delle categorie “Normal”, “Utility” e “Acrobatic” con singolo motore alternativo e peso <6000 lb	10
(S2) Aeroplani delle categorie “Normal”, “Utility” e “Acrobatic” con più di un motore alternativo o singolo motore a turbina e peso <6000 lb (S2) Elicotteri con peso ≤ 20000 lb e un numero di passeggeri <10	10
(S3) Aeroplani delle categorie “Normal”, “Utility” e “Acrobatic” con peso ≥ 6000 lb	50
(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	100
(S5) Aeromobili della categoria da trasporto truppe e soccorso, da ricognizione, pattugliatori marittimi, per rifornimento in volo, per missioni di Electronic Warfare, ecc.	100
(S6) Aeromobili della categoria da combattimento, da addestramento, ecc.	100
(S7) APR MTOW < 15 kg	10
(S8) APR 15kg \leq MTOW < 150 kg	10
(S9) APR 150 kg \leq MTOW < 750 kg	10
(S10) APR 750 kg \leq MTOW < 4000kg ⁽⁵⁾	50
(S11) MTOW ≥ 4000 kg ⁽⁵⁾	100

Tabella 3

La combinazione dei livelli di severità e di probabilità definisce i seguenti indici di rischio:

Hazard Risk Index (HRI)	(1) CATASTROFICA	(2) CRITICA	(3) MAGGIORE	(4) MINORE	Nessun effetto sulla safety
(A) FREQUENTE	1A	2A	3A	4A	Nessun effetto sulla safety
(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 è il seguente:

DECISIONE:	RISCHIO ALTO INACCETTABILE:	RISCHIO BASSO ACCETTABILE
------------	--------------------------------	------------------------------

DECISIONE:	RISCHIO ALTO INACCETTABILE:	RISCHIO BASSO ACCETTABILE
Da (S1) a (S11)	1A, 1B, 1C, 1D, 2A, 2B, 2C, 3A, 3B 4A	1E, 2D, 2E, 3C, 3D, 3E, 4B, 4C, 4D, 4E

C.3.1.1 Special Condition

Talvolta per particolari requisiti operativi militari, alcune condizioni di guasto potrebbero essere caratterizzate da un indice di rischio (1D) a causa dei limiti di fattibilità tecnica inerenti allo stato dell’arte. Per tali condizioni di rischio la Ditta Responsabile di Sistema deve valutare 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, azioni di ispezione e di manutenzione.

Ove il rischio residuo non risulti ulteriormente mitigabile entro i criteri di accettabilità, per queste condizioni dovranno essere stabilite delle Special Condition.

Le Special Condition 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’immaturità 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) accettati come Special Condition siano il minimo necessario e 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 sottolinea infine che per gli aeromobili monomotore la condizione di perdita non recuperabile di spinta ha una probabilità tra 1×10^{-6} e 1×10^{-5} per ora di volo.

Questo valore è fissato dallo stato dell’arte nella progettazione dei motori ed è necessario valutare di caso in caso gli effetti di tale perdita di spinta (e.g. gli effetti sono catastrofici solo per alcune fasi di volo, con una conseguente riduzione dell’exposure time) e confrontarli con i criteri di accettazione sopra esposti.

Nel caso in cui tale condizione di rischio sia stimata inaccettabile, è necessario trovare tutte le mitigazioni possibili ed eventualmente decidere se trattare questa condizione come una Special Condition oppure richiedere una configurazione bimotore.

NOTA

Le Special Condition vanno specificate nel Capitolato Tecnico e sono parte del requisito tecnico contrattuale di safety.

C.3.2 SAFETY FORMULA

I valori di probabilità e le classi di aeromobili di derivazione civile del paragrafo precedente sono ricavati dalle norme/linee guida di EASA/FAA (e.g. AC 23-1309-1C, AC 25.1309-1A, AC 29.1309, AMJ 25.1309) e di seguito se ne presentano i difetti.

- Le classi sono definite principalmente secondo il criterio del peso e del tipo di motore; questa classificazione porta talvolta a conclusioni bizzarre. Per esempio i sistemi di un aeroplano <6000lb con singolo motore alternativo devono essere progettati in modo tale che le failure catastrofiche abbiano una probabilità per ora di volo $<1 \times 10^{-6}$, mentre gli stessi identici sistemi installati su una versione turboprop dello stesso aeromobile dovranno soddisfare un requisito più stringente di 1×10^{-7} ; se poi lo stesso aeromobile avesse un lieve aumento di peso appena sopra le 6000lb, si dovrebbe applicare un requisito di 1×10^{-8} ai suoi sistemi.
- Il Hazard reference system nel mondo civile è influenzato dal numero di passeggeri a bordo e non prende in considerazione il rischio al terzo sorvolato; la definizione di airworthiness nel mondo militare considera anche la sicurezza della popolazione sorvolata, che non dipende dalle classi di aeromobili del precedente paragrafo (e.g. una numerosa flotta di aeromobili CS23 espone il terzo sorvolato a un rischio maggiore che un piccolo numero di aeromobili CS25, anche se il numero dei passeggeri coinvolti è inferiore).
- Inoltre le versioni militari di aeromobili di derivazione civile normalmente non trasportano lo stesso numero di passeggeri a bordo della corrispondente versione civile (e.g. freighters o tankers), pertanto il criterio civile di legare le classi di safety al numero di passeggeri trasportati non è perfettamente adatto alle configurazioni di aeromobili militari da essi derivati.
- Alcune delle assunzioni utilizzate nelle AC 1309 per stabilire il hazard reference system sono arbitrarie (e.g. numero di condizioni di failure catastrofiche per ciascuna categoria).
- Un altro importante limite dei valori di probabilità del paragrafo precedente è che essi sono ricavati dall'analisi statistica fatta sui dati relativi alla passata esperienza in servizio, pertanto sono intrinsecamente legati alla tecnologia del passato o al più a quella attualmente impiegata sugli aeromobili in servizio.

Al contrario in molti casi un nuovo programma militare determina il bisogno di introdurre tecnologie innovative o di integrare sistemi tradizionali sempre più affidabili (e.g. l'affidabilità dei motori è in continuo rapido miglioramento); quindi i continui miglioramenti tecnologici consentono un miglioramento nelle condizioni di safety nel corso degli anni.

Quindi il vantaggio dei valori di probabilità del paragrafo precedente è che sono conseguibili con le tecnologie attuali, ma si raccomanda di considerare anche la possibilità di aumentare i livelli di safety traendo beneficio dai continui miglioramenti tecnologici.

Partendo da tali considerazioni, si stabilisce un nuovo metodo per definire i requisiti di safety che consente di superare alcuni dei difetti precedenti, tenendo in conto del numero totale atteso di ore volate da una certa flotta.

I vantaggi di stabilire il requisito di probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo in modo inversamente proporzionale al Total Exposure Time (definito come il numero atteso di aeromobili costruiti moltiplicato per la design service life) sono:

- quando il numero atteso di ore volate dalla flotta è alto, la probabilità assoluta di perdere aeromobili durante la vita in servizio aumenta, con effetti negativi sulla sicurezza degli equipaggi e del terzo sorvolato e sui costi e sulle esigenze operativi delle Forze Armate.
- Quando il numero degli aeromobili acquisiti è alto, aumenta la possibilità di investire in un progetto più sicuro (con un conseguente aumento dei costi non-ricorrenti), garantendo una più bassa probabilità assoluta di perdita di aeromobili in servizio (con conseguente ingente risparmio di denaro); ciò significa che nelle primissime fasi del Procurement è conveniente quantificare la probabilità assoluta di perdita di aeromobili ed esplorare tutte le possibili soluzioni tecniche fattibili per ridurre tale probabilità al minimo possibile, investendo in safety il denaro risparmiato dalla riduzione delle perdite di aeromobili previste. A tale scopo si raccomanda di utilizzare le tecniche di “ALARP (As Low As Reasonably Praticale) risk” utilizzate da MoD-UK (DEF STAN 00-56).
- Se il Total Exposure Time (numero atteso delle ore volate dalla flotta di tutti gli aeromobili di un tipo) fosse alto, la probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo stabilito dalla safety formula sarebbe basso, implicando di conseguenza un hazard reference system più severo e un progetto potenzialmente più affidabile; questo aumento della affidabilità su una flotta numerosa potrebbe determinare una riduzione dei costi di manutenzione, una maggiore affidabilità di missione e una maggiore prontezza operativa.
- Un hazard reference system più severo ha forti impatti sulle prime fasi del progetto (e.g. sulle scelte architettoniche dei sistemi) e consente di ridurre il numero di Segnalazioni Inconvenienti ed i relativi costi da gestire durante la vita operativa; inoltre questo potrebbe avere un impatto positivo anche sulla riduzione dei costi di future eventuali PTD. Si raccomanda di considerare il seguente estratto della MIL-STD-882C, indirizzato ai Capi Divisione della DAA:

SPECIAL ADVICE FOR THE PROGRAM MANAGER

You, the Program Manager (PM), should be aware that the issue of safety creates several conflicting incentives for contractors. Naturally, contractors have an incentive to avoid serious, flagrant hazards that may jeopardize the ultimate future of the program or cause them to incur liability for subsequent accidents. However, through the Engineering Change Proposal (ECP) process, contractors generally benefit from hazards allowed to creep into designs. ECPs are major profit centers. The most difficult ECPs for a PM to disapprove are those flagged "Safety." And if safety problems are allowed to be created and remain undetected until late in development, the fixes can wreak havoc with your budgets and schedules.

You acquire acceptably safe systems through a three step process. First, you need to prevent the initial creation of unnecessary hazards. You do this by communicating to the developer that safety is IMPORTANT to you personally. Insist they design it in, not add it on. Direct the developer (contractor) to sensitize design engineers to be attentive to system hazards while creating the design, so they may minimize the number and severity of hazards initially residing in the system. This first step has historically proven to be a significant cost and problem avoidance technique--one usually overlooked by PMs.

Next, carefully tailor a system safety activity to meet specific program needs. NOTE: If you omit the above first step, you will need a larger system safety effort to address the greater number and variety of hazards that will populate the design.

Lastly, you need to manage residual hazards. You do this by understanding their nature and impact, and assuring they are properly dispositioned. For hazards that are to be "accepted," take care to assure that this acceptance of risk occurs at the proper level of authority--generally the greater the risk, the higher the approval level needed for acceptance. Note that the higher level risks must be justified to the decision makers, not the Safety community.

Si riportano di seguito le definizioni qualitative fornite dalle norme civili per i livelli di probabilità (si rappresenta che ciò che nel civile si chiama "Extremely Improbable" corrisponde a HRI di livello "E", "Extremely Remote" al livello "D", "Remote" al livello "C", "Probable" al livello "B"):

- (E) *"Extremely Improbable Failure Conditions are those so unlikely that they are not anticipated to occur during the entire operational life of all aeroplanes of one type",*
- (D) *"Extremely Remote Failure Conditions are those not anticipated to occur to each aeroplane during its total life but which may occur a few times when considering the total operational life of all aeroplanes of the type",*
- (C) *"Remote Failure Conditions are those unlikely to occur to each aeroplane during its total life, but which may occur several times when considering the total operational life of a number of aeroplanes of the type",*
- (B) *"Probable Failure Conditions are those anticipated to occur one or more times during the entire operational life of each aeroplane"*

stabilendo di fatto una corrispondenza tra le soglie di probabilità ed il numero totale di ore volate dalla flotta prevista (il Total Exposure Time – TET).

Dalle considerazioni precedenti si può derivare un hazard reference system nel seguente modo:

<p>N_f = numero previsto di aeromobili della flotta</p> <p>ESL = Expected Service Life (fh)</p> <p>N_{EC} = numero atteso di eventi catastrofici per il tipo di aeromobile</p> <p>Definiamo $u_{\%}$ il numero di Special Condition con HRI (1D) – tali condizioni verranno di seguito chiamate “Indesiderabili”</p> <p>$u_{\%} = \frac{\text{numero atteso di eventi di rischio (1D) Indesiderabili}}{N_{EC}}$</p>	<p>TET (Total Exposure Time) = $N_f \times ESL$</p>																															
<table border="1" data-bbox="363 965 746 1294"> <thead> <tr> <th></th> <th>(1)</th> <th>(2)</th> <th>(3)</th> <th>(4)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>(A) $p_B \leq p$</td> <td>1A</td> <td>2A</td> <td>3A</td> <td>4A</td> </tr> <tr> <td>(B) $p_C \leq p < p_B$</td> <td>1B</td> <td>2B</td> <td>3B</td> <td>4B</td> </tr> <tr> <td>(C) $p_D \leq p < p_C$</td> <td>1C</td> <td>2C</td> <td>3C</td> <td>4C</td> </tr> <tr> <td>(D) $p_E \leq p < p_D$</td> <td>1D</td> <td>2D</td> <td>3D</td> <td>4D</td> </tr> <tr> <td>(E) $p < p_E$</td> <td>1E</td> <td>2E</td> <td>3E</td> <td>4E</td> </tr> </tbody> </table>		(1)	(2)	(3)	(4)	(A) $p_B \leq p$	1A	2A	3A	4A	(B) $p_C \leq p < p_B$	1B	2B	3B	4B	(C) $p_D \leq p < p_C$	1C	2C	3C	4C	(D) $p_E \leq p < p_D$	1D	2D	3D	4D	(E) $p < p_E$	1E	2E	3E	4E	<p>$P_{IMPROBABLE}^E = \frac{1}{TET \times N_{EC}}$</p> <p>$p < p_E$</p>	<p>“It is not anticipated to occur during the entire operational life of all aeroplanes of one type”</p>
		(1)	(2)	(3)	(4)																											
	(A) $p_B \leq p$	1A	2A	3A	4A																											
	(B) $p_C \leq p < p_B$	1B	2B	3B	4B																											
	(C) $p_D \leq p < p_C$	1C	2C	3C	4C																											
	(D) $p_E \leq p < p_D$	1D	2D	3D	4D																											
(E) $p < p_E$	1E	2E	3E	4E																												
<p>$P_{REMOTE}^D = \frac{1}{TET}$</p> <p>$p_E \leq p < p_D$</p>	<p>“It may occur a few times when considering the total operational life of all aeroplanes of the type”</p>																															
<p>$P_{OCCASIONAL}^C = \frac{10}{TET}$</p> <p>$p_D \leq p < p_C$</p>	<p>“It may occur several times when considering the total operational life of a number of aeroplanes of the type”</p>																															
<p>$P_{PROBABLE}^B = \frac{10}{ESL}$</p> <p>$p_C \leq p < p_B$</p>	<p>“It is anticipated to occur one or more times during the entire operational life of each aeroplane”</p>																															
<p>FREQUENT</p> <p>$p_B \leq p$</p>	<p>“It is anticipated to occur frequently”</p>																															

Tabella 4

La tabella precedente dimostra la corrispondenza tra le soglie di probabilità stabilite in funzione della TET e le definizioni qualitative fornite da EASA per ciascuna di esse.

La probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo dovrebbe essere calcolata come segue:

No Special Condition indesiderabili	CAT	(1D) Undesirable Special Conditions	CAT
(A) $p_B \leq p$	1A	(A) $p_B \leq p$	1A
(B) $p_C \leq p < p_B$	1B	(B) $p_C \leq p < p_B$	1B
(C) $p_D \leq p < p_C$	1C	(C) $p_D \leq p < p_C$	1C
(D) $p_E \leq p < p_D$	1D	(D) $p_E \leq p < p_D$	1D
(E) $p < p_E$	1E	(E) $p < p_E$	1E

$P_{CUMUL}^{CATASTR} = P_{IMPROBABLE}^E \times N_{EC}$ $P_{CUMUL}^{CATASTR} = \frac{1}{TET}$	<p>Assumendo che $u\% \leq 0.10$ (non più del 10%) delle <i>failure</i> catastrofiche siano <i>Special Condition</i> Indesiderabili (1D),</p> $P_{CUMUL}^{CATASTR} = P_{IMPROBABLE}^E \times (1 - u\%) \times N_{EC} + \left(\frac{P_{REMOTE}^D + P_{IMPROBABLE}^E}{2} \right) \times u\% \times N_{EC}$ $P_{CUMUL}^{CATASTR} = \frac{1 + u\% / 2 \times (N_{NEC} - 1)}{TET}$
$P_{CUMUL}^{CATASTR} = \frac{K}{TET}$	

Tabella 5

Il numero delle condizioni di rischio (1D) accettate come Special Condition deve essere sempre giustificato da argomentazioni tecniche e mantenuto limitato al minimo (il concetto di "As Low As Reasonably Pratical" - ALARP presente nella DEF-STAN 00-56 può essere adottato).

Il numero dei rischi Remoti Catastrofici (1D) deve essere tenuto sotto controllo fin dalle fase iniziali di fattibilità del progetto e non dovrebbe mai eccedere il 10% del numero totale di failure catastrofiche. Si deve compiere ogni sforzo ragionevole per ridurre il numero di tali eventi nella fase iniziale di pre-design e di definizione del Capitolato Tecnico.

C.3.3 SIGNIFICATO STATISTICO DELLA SAFETY FORMULA

Per i guasti di natura casuale, caratterizzati da un tasso di guasto costante nel tempo (escludendo quindi mortalità infantile e usura), indicando con λ il *failure rate* per eventi catastrofici definito come

$$\lambda = -\frac{1}{R} \frac{dR}{dt} \quad (\text{dove } R(t) = 1 - F(t) \text{ è l'affidabilità al tempo } t)$$

la funzione di densità di probabilità di *failure* catastrofica a livello aeromobile è

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

Si calcolano gli 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* λ , 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 λ molto inferiore a *ESL*,

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

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

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

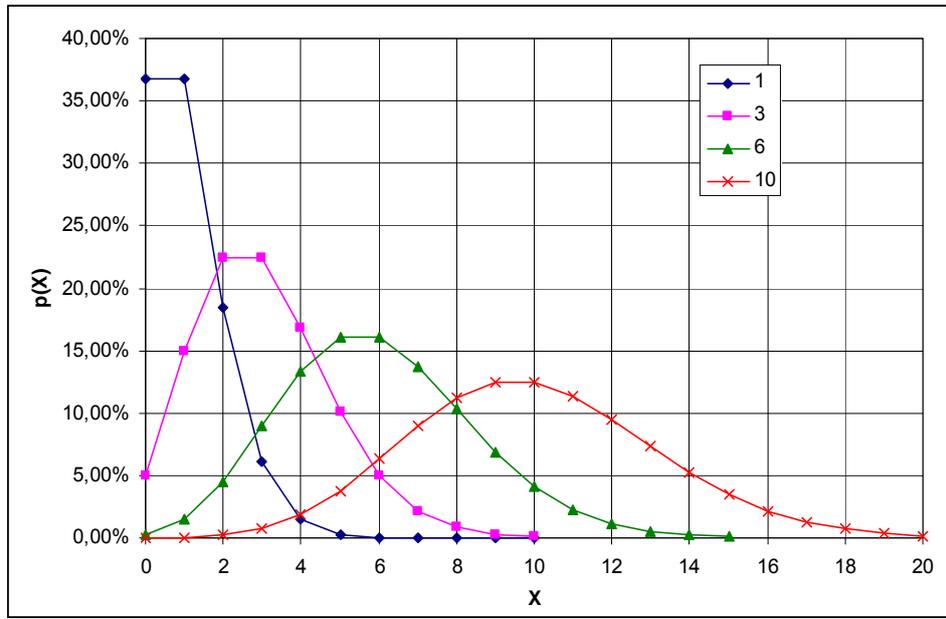
$$P(x \leq X) = \sum_{i=0}^X \frac{K^i}{i!} e^{-K}$$

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

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

Quindi, fissati il Total Exposure Time, il numero di failure catastrofiche e il numero di Special Condition Indesiderabili (ID), si raccomanda di predire la probabilità che un certo numero di aeromobili venga perduto in servizio e di valutare se tale numero è accettabile e l'opportunità di inserire nel Capitolato Tecnico un requisito più severo (seppure tecnicamente fattibile).

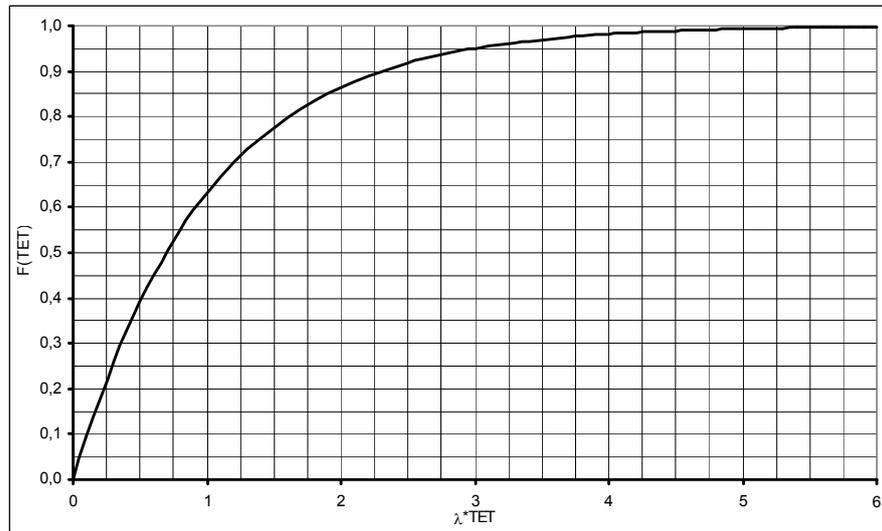
Per completezza si presentano di seguito i diagrammi di p(X) in funzione del coefficiente K:



Infine si rappresenta la probabilità assoluta $F(TET)$ che si verifichi un evento catastrofico durante il periodo di servizio della flotta

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

$\lambda \times TET$	$F(TET)$
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%



Esempio (si sottolinea che questo esempio non si riferisce a nessun caso concreto):

<i>Aeromobile militare della categoria (S6)</i> $N_f = 300 \text{ A/Cs}$ $ESL = 12000 \text{ (fh)}$ $NEC = 80 \text{ eventi catastrofici attesi}$ $u\% = 2 / 80 = 0.025$					$TET \text{ (Total Exposure Time)} = N_f \times ESL = 3.6 \times 10^6$ $P_{CUMUL}^{CATASTR} = \frac{1 + u\%}{TET} [2 \times (N_{NEC} - 1)] = \frac{1.988}{3.6 \times 10^6} = 5.5 \times 10^{-7}$	
	(1)	(2)	(3)	(4)	$P_{IMPROBABLE}^E = \frac{1}{TET \times N_{EC}} = 3.5 \times 10^{-9}$ 9 (E) $p < 3.5 \times 10^{-9}$	
(A) $p_B \leq p$	1A	2A	3A	4A	$P_{REMOTE}^D = \frac{1}{TET} = 2.8 \times 10^{-7}$ (D) $3.5 \times 10^{-9} \leq p < 2.8 \times 10^{-7}$	
(B) $p_C \leq p < p_B$	1B	2B	3B	4B	$P_{OCCASIONAL}^C = \frac{10}{TET} = 2.8 \times 10^{-6}$ (C) $2.8 \times 10^{-7} \leq p < 2.8 \times 10^{-6}$	
(C) $p_D \leq p < p_C$	1C	2C	3C	4C	$P_{PROBABLE}^B = \frac{10}{ESL} = 8.3 \times 10^{-4}$ (B) $2.8 \times 10^{-6} \leq p < 8.3 \times 10^{-4}$	
(D) $p_E \leq p < p_D$	1D	2D	3D	4D	(A) $8.3 \times 10^{-4} \leq p$	
(E) $p < p_E$	1E	2E	3E	4E	FREQUENT (A) $8.3 \times 10^{-4} \leq p$	

Con questo *hazard reference system*, si valuta la probabilità di perdere un certo numero di aeromobili nella vita della flotta:

X (numero di aeromobili)	$P_{CUMUL}^{CATASTR} = \frac{1.988}{TET} = 5.52 \times 10^{-7}$	
	p(X)	P(x>X)
0	13,70%	86,30%
1	27,23%	59,07%
2	27,07%	32,01%
3	17,94%	14,07%
4	8,91%	5,16%
5	3,54%	1,61%
6	1,17%	0,44%
7	0,33%	0,11%
8	0,08%	0,02%
9	0,02%	0,00%
10	0,00%	0,00%

Con un *Confidence Level* di circa il 99%, si stima che non verranno persi più di 5 aeromobili in servizio

Se il requisito cumulativo fosse di 1×10^{-6} per ora di volo (in accordo al paragrafo C.3.1 del presente Allegato), la probabilità di perdere un certo numero di aeromobili nella vita della flotta sarebbe la seguente:

X (numero di aeromobili)	$P_{CUMUL} = \frac{3.6}{TET} = 1 \times 10^{-6}$ CATASTR	
	p(X)	P(x>X)
0	2,73%	97,27%
1	9,84%	87,43%
2	17,71%	69,73%
3	21,25%	48,48%
4	19,12%	29,36%
5	13,77%	15,59%
6	8,26%	7,33%
7	4,25%	3,08%
8	1,91%	1,17%
9	0,76%	0,40%
10	0,28%	0,13%
Con un <i>Confidence Level</i> di circa il 99%, si stima che non verranno persi più di 8 aeromobili in servizio		

C.3.4 IL PROCESSO PER DEFINIRE I REQUISITI PROBABILISTICI DI SAFETY

Questo paragrafo chiarifica in modo sintetico il processo che la DAA dovrebbe seguire per definire i requisiti di *safety* nel Capitolato Tecnico, tenendo conto di

- i risultati della *Safety Formula* (Tabella 4 e Tabella 5),
- le predizioni statistiche del numero di aeromobili persi durante la vita operativa della flotta,
- i valori utilizzati in passato per fissare tali requisiti (Tabella 1 e Tabella 2 e Tabella 3),
- tutti i vincoli tecnici legati alle tecnologie disponibili attualmente ed in futuro,
- tutte le *Special Conditions* dovute alle peculiarità militari dei sistemi o a configurazioni mono-motore.

Come spiegato al paragrafo C.3.2, l’uso della *Safety Formula* offre molti vantaggi e ne è raccomandato l’uso.

Tuttavia può accadere che il requisito sia troppo severo rispetto ad alcuni vincoli tecnologici: in questo caso dovrebbe essere svolta un’attività di *trade-off* tra gli esperti di *safety* della DAA e della Ditta e gli specialisti di sistema, al fine di valutare tecnologie alternative o l’eventuale necessità di sviluppare nuove soluzioni.

Se i risultati della *Safety Formula* sono meno stringenti delle probabilità in Tabella 1, quest’ultima dovrebbe essere usata per stabilire il requisito del Capitolato Tecnico.

In Figura 1 si presenta in forma di *flow chart* il processo complessivo per definire correttamente il requisito di *safety*, considerando gli aspetti sopra esposti.

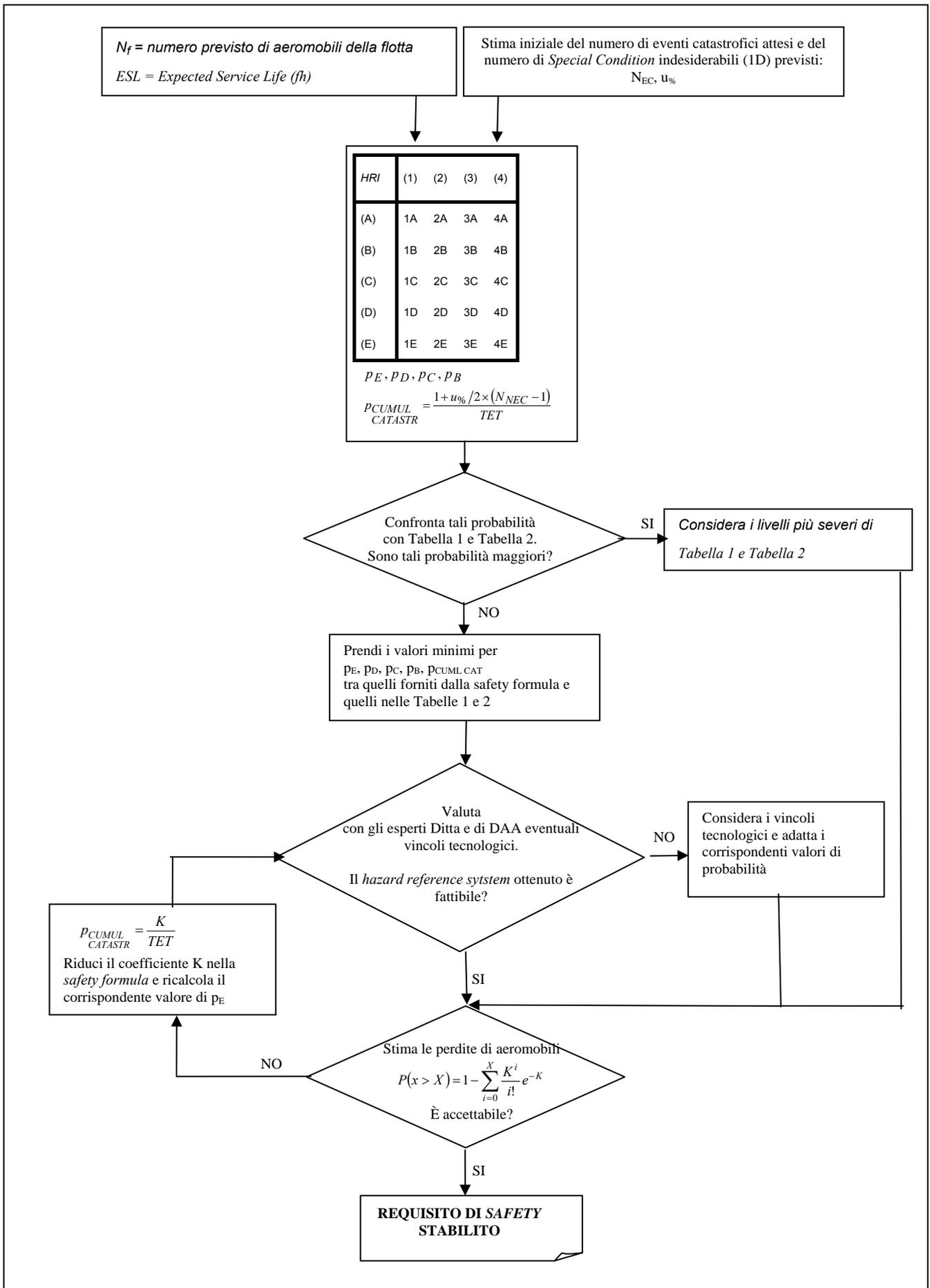


Figura 1

C.3.5 ESEMPIO DI APPLICAZIONE

Per chiarire meglio quanto sopra, a titolo di esempio si applica il processo di definizione dei requisiti di safety al caso del paragrafo C.3.3 [si precisa che tale esempio non si applica a nessun caso concreto e tutti i dati usati sono assunzioni arbitrarie].

PROCESSO	DECISIONE																														
<p>Esigenze operative.</p> <p>La Ditta stima la dimensione della flotta dalle esigenze di mercato.</p>	<p>Le FFAA hanno un requisito operativo per un certo numero di addestratori militari e la Ditta Responsabile di Sistema dell'aeromobile scelto prevede una flotta di circa 300 aeromobili costruiti (tra tutti i clienti).</p> <p>Dimensione complessiva della flotta: $N_f = 300 A/Cs$ <i>Design Service Life: ESL = 12000 (fh)</i></p>																														
<p>Gli esperti di safety e di sistema di DAA e della Ditta, da esperienze precedenti e dalla analisi delle possibili scelte architetture, valutano preliminarmente il numero atteso di <i>failure</i> catastrofiche e di eventuali <i>Special Condition</i> indesiderabili classificate (1D).</p>	<p>$N_{EC} = 80$ numero atteso di eventi catastrofici</p> <p>Si stimano 2 <i>Special Condition</i> indesiderabili (1D) (e.g. 1 failure per il sistema comandi di volo + 1 failure dell'Armament Control System)</p> <p>$u\% = 2 / 80 = 0.025$</p>																														
<p>Applicazione della <i>Safety Formula</i></p>	<p>$P_{CUM-CAT} < 5.5 \times 10^{-7}$</p> <p>(E) $p < 3.5 \times 10^{-9}$</p> <p>(D) $3.5 \times 10^{-9} \leq p < 2.8 \times 10^{-7}$</p> <p>(C) $2.8 \times 10^{-7} \leq p < 2.8 \times 10^{-6}$</p> <p>(B) $2.8 \times 10^{-6} \leq p < 8.3 \times 10^{-4}$</p> <p>(A) $8.3 \times 10^{-4} \leq p$</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>HRI</th> <th>(1)</th> <th>(2)</th> <th>(3)</th> <th>(4)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>(A) $8.3 \times 10^{-4} \leq p$</td> <td>1A</td> <td>2A</td> <td>3A</td> <td>4A</td> </tr> <tr> <td>(B) $2.8 \times 10^{-6} \leq p < 8.3 \times 10^{-4}$</td> <td>1B</td> <td>2B</td> <td>3B</td> <td>4B</td> </tr> <tr> <td>(C) $2.8 \times 10^{-7} \leq p < 2.8 \times 10^{-6}$</td> <td>1C</td> <td>2C</td> <td>3C</td> <td>4C</td> </tr> <tr> <td>(D) $3.5 \times 10^{-9} \leq p < 2.8 \times 10^{-7}$</td> <td>1D</td> <td>2D</td> <td>3D</td> <td>4D</td> </tr> <tr> <td>(E) $p < 3.5 \times 10^{-9}$</td> <td>1E</td> <td>2E</td> <td>3E</td> <td>4E</td> </tr> </tbody> </table>	HRI	(1)	(2)	(3)	(4)	(A) $8.3 \times 10^{-4} \leq p$	1A	2A	3A	4A	(B) $2.8 \times 10^{-6} \leq p < 8.3 \times 10^{-4}$	1B	2B	3B	4B	(C) $2.8 \times 10^{-7} \leq p < 2.8 \times 10^{-6}$	1C	2C	3C	4C	(D) $3.5 \times 10^{-9} \leq p < 2.8 \times 10^{-7}$	1D	2D	3D	4D	(E) $p < 3.5 \times 10^{-9}$	1E	2E	3E	4E
HRI	(1)	(2)	(3)	(4)																											
(A) $8.3 \times 10^{-4} \leq p$	1A	2A	3A	4A																											
(B) $2.8 \times 10^{-6} \leq p < 8.3 \times 10^{-4}$	1B	2B	3B	4B																											
(C) $2.8 \times 10^{-7} \leq p < 2.8 \times 10^{-6}$	1C	2C	3C	4C																											
(D) $3.5 \times 10^{-9} \leq p < 2.8 \times 10^{-7}$	1D	2D	3D	4D																											
(E) $p < 3.5 \times 10^{-9}$	1E	2E	3E	4E																											
<p>Confrontare le soglie di probabilità calcolate con la <i>Safety Formula</i> con i valori di Tabella 1 e Tabella 2.</p>	<table border="1"> <thead> <tr> <th>(S6) Tabella 1 e Tabella 2:</th> <th><i>Safety Formula</i></th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>(E) $p < 1.25 \times 10^{-8}$</td> <td>(E) $p < 3.5 \times 10^{-9}$</td> </tr> <tr> <td>(D) $1.25 \times 10^{-8} \leq p < 1.25 \times 10^{-7}$</td> <td>(D) $3.5 \times 10^{-9} \leq p < 2.8 \times 10^{-7}$</td> </tr> <tr> <td>(C) $1.25 \times 10^{-7} \leq p < 1.25 \times 10^{-5}$</td> <td>(C) $2.8 \times 10^{-7} \leq p < 2.8 \times 10^{-6}$</td> </tr> <tr> <td>(B) $1.25 \times 10^{-5} \leq p < 1.25 \times 10^{-3}$</td> <td>(B) $2.8 \times 10^{-6} \leq p < 8.3 \times 10^{-4}$</td> </tr> <tr> <td>(A) $1.25 \times 10^{-3} \leq p$</td> <td>(A) $8.3 \times 10^{-4} \leq p$</td> </tr> <tr> <td>$P_{CUM-CAT} < 1 \times 10^{-6}$</td> <td>$P_{CUM-CAT} < 5.5 \times 10^{-7}$</td> </tr> </tbody> </table>	(S6) Tabella 1 e Tabella 2:	<i>Safety Formula</i>	(E) $p < 1.25 \times 10^{-8}$	(E) $p < 3.5 \times 10^{-9}$	(D) $1.25 \times 10^{-8} \leq p < 1.25 \times 10^{-7}$	(D) $3.5 \times 10^{-9} \leq p < 2.8 \times 10^{-7}$	(C) $1.25 \times 10^{-7} \leq p < 1.25 \times 10^{-5}$	(C) $2.8 \times 10^{-7} \leq p < 2.8 \times 10^{-6}$	(B) $1.25 \times 10^{-5} \leq p < 1.25 \times 10^{-3}$	(B) $2.8 \times 10^{-6} \leq p < 8.3 \times 10^{-4}$	(A) $1.25 \times 10^{-3} \leq p$	(A) $8.3 \times 10^{-4} \leq p$	$P_{CUM-CAT} < 1 \times 10^{-6}$	$P_{CUM-CAT} < 5.5 \times 10^{-7}$																
(S6) Tabella 1 e Tabella 2:	<i>Safety Formula</i>																														
(E) $p < 1.25 \times 10^{-8}$	(E) $p < 3.5 \times 10^{-9}$																														
(D) $1.25 \times 10^{-8} \leq p < 1.25 \times 10^{-7}$	(D) $3.5 \times 10^{-9} \leq p < 2.8 \times 10^{-7}$																														
(C) $1.25 \times 10^{-7} \leq p < 1.25 \times 10^{-5}$	(C) $2.8 \times 10^{-7} \leq p < 2.8 \times 10^{-6}$																														
(B) $1.25 \times 10^{-5} \leq p < 1.25 \times 10^{-3}$	(B) $2.8 \times 10^{-6} \leq p < 8.3 \times 10^{-4}$																														
(A) $1.25 \times 10^{-3} \leq p$	(A) $8.3 \times 10^{-4} \leq p$																														
$P_{CUM-CAT} < 1 \times 10^{-6}$	$P_{CUM-CAT} < 5.5 \times 10^{-7}$																														
<p>Prendere I valori di probabilità minimi tra quelli forniti dalla <i>Safety Formula</i> e quelli di Tabella 1 e Tabella 2.</p>	<p>$P_{CUM-CAT} < 5.5 \times 10^{-7}$</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>HRI</th> <th>(1)</th> <th>(2)</th> <th>(3)</th> <th>(4)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>(A) $8.3 \times 10^{-4} \leq p$</td> <td>1A</td> <td>2A</td> <td>3A</td> <td>4A</td> </tr> <tr> <td>(B) $2.8 \times 10^{-6} \leq p < 8.3 \times 10^{-4}$</td> <td>1B</td> <td>2B</td> <td>3B</td> <td>4B</td> </tr> <tr> <td>(C) $1.25 \times 10^{-7} \leq p < 2.8 \times 10^{-6}$</td> <td>1C</td> <td>2C</td> <td>3C</td> <td>4C</td> </tr> <tr> <td>(D) $3.5 \times 10^{-9} \leq p < 1.25 \times 10^{-7}$</td> <td>1D</td> <td>2D</td> <td>3D</td> <td>4D</td> </tr> <tr> <td>(E) $p < 3.5 \times 10^{-9}$</td> <td>1E</td> <td>2E</td> <td>3E</td> <td>4E</td> </tr> </tbody> </table>	HRI	(1)	(2)	(3)	(4)	(A) $8.3 \times 10^{-4} \leq p$	1A	2A	3A	4A	(B) $2.8 \times 10^{-6} \leq p < 8.3 \times 10^{-4}$	1B	2B	3B	4B	(C) $1.25 \times 10^{-7} \leq p < 2.8 \times 10^{-6}$	1C	2C	3C	4C	(D) $3.5 \times 10^{-9} \leq p < 1.25 \times 10^{-7}$	1D	2D	3D	4D	(E) $p < 3.5 \times 10^{-9}$	1E	2E	3E	4E
HRI	(1)	(2)	(3)	(4)																											
(A) $8.3 \times 10^{-4} \leq p$	1A	2A	3A	4A																											
(B) $2.8 \times 10^{-6} \leq p < 8.3 \times 10^{-4}$	1B	2B	3B	4B																											
(C) $1.25 \times 10^{-7} \leq p < 2.8 \times 10^{-6}$	1C	2C	3C	4C																											
(D) $3.5 \times 10^{-9} \leq p < 1.25 \times 10^{-7}$	1D	2D	3D	4D																											
(E) $p < 3.5 \times 10^{-9}$	1E	2E	3E	4E																											

Allegato "C" - AER(EP).P-6

PROCESSO	DECISIONE																																						
<p>Valutare tra gli specialisti Ditta e quelli di DAA eventuali vincoli tecnologici. Il <i>hazard reference system</i> ottenuto è tecnicamente fattibile?</p>	<p>Dopo avere valutato la tabella degli HRI precedente, sembra tecnicamente fattibile progettare i sistemi dell'aeromobile soddisfacendo tali obiettivi di safety, usando equipaggiamenti affidabili e opportune scelte architetturali per mitigare la severità di alcune <i>failure condition</i>.</p>																																						
<p>Prevedere statisticamente il numero di aeromobili persi durante il periodo in servizio della flotta:</p> $P(x > X) = 1 - \sum_{i=0}^X \frac{K^i}{i!} e^{-K}$	<table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto; border-collapse: collapse; text-align: center;"> <thead> <tr> <th rowspan="2" style="padding: 5px;">X (number A/Cs)</th> <th colspan="2" style="padding: 5px;">$P_{CUMUL} = \frac{1.988}{TET} = 5.52 \times 10^{-7}$</th> </tr> <tr> <th style="padding: 5px;">p(X)</th> <th style="padding: 5px;">P(x>X)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td style="padding: 5px;">0</td><td style="padding: 5px;">13,70%</td><td style="padding: 5px;">86,30%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">1</td><td style="padding: 5px;">27,23%</td><td style="padding: 5px;">59,07%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">2</td><td style="padding: 5px;">27,07%</td><td style="padding: 5px;">32,01%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">3</td><td style="padding: 5px;">17,94%</td><td style="padding: 5px;">14,07%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">4</td><td style="padding: 5px;">8,91%</td><td style="padding: 5px;">5,16%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">5</td><td style="padding: 5px;">3,54%</td><td style="padding: 5px;">1,61%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">6</td><td style="padding: 5px;">1,17%</td><td style="padding: 5px;">0,44%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">7</td><td style="padding: 5px;">0,33%</td><td style="padding: 5px;">0,11%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">8</td><td style="padding: 5px;">0,08%</td><td style="padding: 5px;">0,02%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">9</td><td style="padding: 5px;">0,02%</td><td style="padding: 5px;">0,00%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">10</td><td style="padding: 5px;">0,00%</td><td style="padding: 5px;">0,00%</td></tr> </tbody> </table> <p>Con un livello di confidenza di circa il 99%, non verranno persi più di 5 aeromobili, ovvero l'1.67% della flotta. Inoltre la probabilità di non avere nessun evento catastrofico nella vita operativa della flotta è solo del 13.7%.</p> <p>La DAA non considera questo accettabile e raccomanda di compiere ogni sforzo ragionevole per utilizzare un <i>hazard reference system</i> più severo, tenendo conto di eventuali vincoli tecnologici.</p>	X (number A/Cs)	$P_{CUMUL} = \frac{1.988}{TET} = 5.52 \times 10^{-7}$		p(X)	P(x>X)	0	13,70%	86,30%	1	27,23%	59,07%	2	27,07%	32,01%	3	17,94%	14,07%	4	8,91%	5,16%	5	3,54%	1,61%	6	1,17%	0,44%	7	0,33%	0,11%	8	0,08%	0,02%	9	0,02%	0,00%	10	0,00%	0,00%
X (number A/Cs)	$P_{CUMUL} = \frac{1.988}{TET} = 5.52 \times 10^{-7}$																																						
	p(X)	P(x>X)																																					
0	13,70%	86,30%																																					
1	27,23%	59,07%																																					
2	27,07%	32,01%																																					
3	17,94%	14,07%																																					
4	8,91%	5,16%																																					
5	3,54%	1,61%																																					
6	1,17%	0,44%																																					
7	0,33%	0,11%																																					
8	0,08%	0,02%																																					
9	0,02%	0,00%																																					
10	0,00%	0,00%																																					
<p>Riduzione del coefficiente <i>K</i> nella <i>Safety Formula</i>.</p> $P_{CUMUL} = \frac{K}{TET}$	<table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto; border-collapse: collapse; text-align: center;"> <thead> <tr> <th rowspan="2" style="padding: 5px;">X (number A/Cs)</th> <th colspan="2" style="padding: 5px;">$P_{CUMUL} = \frac{1}{TET} = 2.78 \times 10^{-7}$</th> </tr> <tr> <th style="padding: 5px;">p(X)</th> <th style="padding: 5px;">P(x>X)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td style="padding: 5px;">0</td><td style="padding: 5px;">36,79%</td><td style="padding: 5px;">63,21%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">1</td><td style="padding: 5px;">36,79%</td><td style="padding: 5px;">26,42%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">2</td><td style="padding: 5px;">18,39%</td><td style="padding: 5px;">8,03%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">3</td><td style="padding: 5px;">6,13%</td><td style="padding: 5px;">1,90%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">4</td><td style="padding: 5px;">1,53%</td><td style="padding: 5px;">0,37%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">5</td><td style="padding: 5px;">0,31%</td><td style="padding: 5px;">0,06%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">6</td><td style="padding: 5px;">0,05%</td><td style="padding: 5px;">0,01%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">7</td><td style="padding: 5px;">0,01%</td><td style="padding: 5px;">0,00%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">8</td><td style="padding: 5px;">0,00%</td><td style="padding: 5px;">0,00%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">9</td><td style="padding: 5px;">0,00%</td><td style="padding: 5px;">0,00%</td></tr> <tr><td style="padding: 5px;">10</td><td style="padding: 5px;">0,00%</td><td style="padding: 5px;">0,00%</td></tr> </tbody> </table> <p>Con un livello di confidenza di circa il 98%, non verranno persi più di 3 aeromobili e la probabilità di non avere nessun evento catastrofico nella vita operativa della flotta è di circa il 37%, che è ritenuto accettabile dalla DAA.</p>	X (number A/Cs)	$P_{CUMUL} = \frac{1}{TET} = 2.78 \times 10^{-7}$		p(X)	P(x>X)	0	36,79%	63,21%	1	36,79%	26,42%	2	18,39%	8,03%	3	6,13%	1,90%	4	1,53%	0,37%	5	0,31%	0,06%	6	0,05%	0,01%	7	0,01%	0,00%	8	0,00%	0,00%	9	0,00%	0,00%	10	0,00%	0,00%
X (number A/Cs)	$P_{CUMUL} = \frac{1}{TET} = 2.78 \times 10^{-7}$																																						
	p(X)	P(x>X)																																					
0	36,79%	63,21%																																					
1	36,79%	26,42%																																					
2	18,39%	8,03%																																					
3	6,13%	1,90%																																					
4	1,53%	0,37%																																					
5	0,31%	0,06%																																					
6	0,05%	0,01%																																					
7	0,01%	0,00%																																					
8	0,00%	0,00%																																					
9	0,00%	0,00%																																					
10	0,00%	0,00%																																					
<p>Valutare il nuovo requisito con gli esperti di safety e gli specialisti di sistema della DAA e della Ditta Responsabile di Sistema, per verificarne la fattibilità tecnica.</p>	<p>Una riduzione della soglia di probabilità per le <i>failure conditions</i> (1E) ($p < 3.5 \times 10^{-9}$) non è tecnicamente fattibile per molte <i>failure</i> di sistema con effetti catastrofici.</p> <p>Tuttavia una riduzione della probabilità cumulativa di evento catastrofico per ora di volo può essere ottenuta senza modificare la matrice degli HRI, attraverso l'opportuna allocazione di percentuali del valore cumulativo tra i vari sistemi dell'aeromobile.</p>																																						

Allegato "C" - AER(EP).P-6

PROCESSO	DECISIONE																														
REQUISITO DI SAFETY DEL CAPITOLATO TECNICO STABILITO	$P_{CUM-CAT} < 2.8 \times 10^{-7}$																														
	<table border="1"> <thead> <tr> <th>HRI</th> <th>(1)</th> <th>(2)</th> <th>(3)</th> <th>(4)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>(A) $8.3 \times 10^{-4} \leq p$</td> <td>1A</td> <td>2A</td> <td>3A</td> <td>4A</td> </tr> <tr> <td>(B) $2.8 \times 10^{-6} \leq p < 8.3 \times 10^{-4}$</td> <td>1B</td> <td>2B</td> <td>3B</td> <td>4B</td> </tr> <tr> <td>(C) $1.25 \times 10^{-7} \leq p < 2.8 \times 10^{-6}$</td> <td>1C</td> <td>2C</td> <td>3C</td> <td>4C</td> </tr> <tr> <td>(D) $3.5 \times 10^{-9} \leq p < 1.25 \times 10^{-7}$</td> <td>1D</td> <td>2D</td> <td>3D</td> <td>4D</td> </tr> <tr> <td>(E) $p < 3.5 \times 10^{-9}$</td> <td>1E</td> <td>2E</td> <td>3E</td> <td>4E</td> </tr> </tbody> </table>	HRI	(1)	(2)	(3)	(4)	(A) $8.3 \times 10^{-4} \leq p$	1A	2A	3A	4A	(B) $2.8 \times 10^{-6} \leq p < 8.3 \times 10^{-4}$	1B	2B	3B	4B	(C) $1.25 \times 10^{-7} \leq p < 2.8 \times 10^{-6}$	1C	2C	3C	4C	(D) $3.5 \times 10^{-9} \leq p < 1.25 \times 10^{-7}$	1D	2D	3D	4D	(E) $p < 3.5 \times 10^{-9}$	1E	2E	3E	4E
	HRI	(1)	(2)	(3)	(4)																										
	(A) $8.3 \times 10^{-4} \leq p$	1A	2A	3A	4A																										
	(B) $2.8 \times 10^{-6} \leq p < 8.3 \times 10^{-4}$	1B	2B	3B	4B																										
	(C) $1.25 \times 10^{-7} \leq p < 2.8 \times 10^{-6}$	1C	2C	3C	4C																										
	(D) $3.5 \times 10^{-9} \leq p < 1.25 \times 10^{-7}$	1D	2D	3D	4D																										
(E) $p < 3.5 \times 10^{-9}$	1E	2E	3E	4E																											