

DIN EN 4709-001



ICS 49.020

Entwurf

Einsprüche bis 2024-11-20
Ersatz für
E DIN EN 4709-001:2021-08

**Luft- und Raumfahrt –
Unbemannte Luftfahrzeugsysteme –
Teil 001: Anforderungen und Prüfverfahren;
Deutsche Fassung ASD-STAN prEN 4709-001:2024**

Aerospace series –
Unmanned Aircraft Systems –
Part 001: Product requirements and verification;
German version ASD-STAN prEN 4709-001:2024

Série aérospatiale –
Aéronefs télépilotes –
Partie 001: Exigences produit et méthodes de vérification;
Version allemande ASD-STAN prEN 4709-001:2024

Anwendungswarnvermerk

Dieser Entwurf mit Erscheinungsdatum 2024-09-20 wird der Öffentlichkeit zur Prüfung und Stellungnahme vorgelegt.

Weil das beabsichtigte Dokument von der vorliegenden Fassung abweichen kann, ist die Anwendung dieses Entwurfs besonders zu vereinbaren.

Stellungnahmen werden erbeten

- vorzugsweise online im Norm-Entwurfs-Portal von DIN unter www.din.de/go/entwuerfe bzw. für Norm-Entwürfe der DKE auch im Norm-Entwurfs-Portal der DKE unter www.entwuerfe.normenbibliothek.de, sofern dort wiedergegeben;
- oder als Datei per E-Mail an nl@din.de möglichst in Form einer Tabelle. Die Vorlage dieser Tabelle kann im Internet unter www.din.de/go/stellungnahmen-norm-entwuerfe oder für Stellungnahmen zu Norm-Entwürfen der DKE unter www.dke.de/stellungnahme abgerufen werden;
- oder in Papierform an den DIN-Normenausschuss Luft- und Raumfahrt (NL), 10772 Berlin oder Am DIN-Platz, Burggrafenstr. 6, 10787 Berlin.

Es wird gebeten, mit den Kommentaren zu diesem Entwurf jegliche relevanten Patentrechte, die bekannt sind, mitzuteilen und unterstützende Dokumentationen zur Verfügung zu stellen.

Gesamtumfang 138 Seiten

DIN-Normenausschuss Luft- und Raumfahrt (NL)

Nationales Vorwort

Der Verband der Europäischen Luft-, Raumfahrt- und Verteidigungsindustrie – Normung (ASD-STAN) ist vom Europäischen Komitee für Normung (CEN) für zuständig erklärt worden, Europäische Normen (EN) für das Gebiet der Luft- und Raumfahrt auszuarbeiten. Durch die Vereinbarung vom 3. Oktober 1986 wurde ASD Assoziierte Organisation (ASB) des CEN.

Das vorliegende Dokument ASD-STAN prEN 4709-001:2024 wurde von ASD-STAN, Fachbereich Autonomes Fliegen, unter Mitwirkung deutscher Experten des DIN-Normenausschusses Luft- und Raumfahrt (NL) erarbeitet.

Das zuständige deutsche Normungsgremium ist der Arbeitsausschuss NA 131-01-02 AA „Technische Systeme“ im DIN-Normenausschuss Luft- und Raumfahrt (NL).

Der Norm-Entwurf enthielt zur technischen Kommentierung einen Europäischen Norm-Entwurf (prEN) ausschließlich in Englischer Fassung aus der parallelen Umfrage von ASD-STAN und CEN.

Der vorliegende zweite Norm-Entwurf enthält nur die Deutsche Fassung der veröffentlichten ASD-STAN prEN. Es wird darauf hingewiesen, dass auf Grund der Verfahrensweise zur Normenerstellung bei ASD-STAN dieser zweite Norm-Entwurf ausschließlich der redaktionellen Prüfung der deutschen Sprachfassung dient.

Entsprechend Beschluss 57/9 des Technischen Ausschusses des Beirats des DIN-Normenausschusses Luft- und Raumfahrt (NL) sind die europäischen Luft- und Raumfahrt-Normungsergebnisse zweisprachig, in Deutsch und Englisch, in das Deutsche Normenwerk zu überführen. Aus diesem Grund wird die Norm beide Sprachfassungen enthalten.

Aktuelle Informationen zu diesem Dokument können über die Internetseiten von DIN (www.din.de) durch eine Suche nach der Dokumentennummer aufgerufen werden.

Juni 2024

prEN 4709-001

Luft- und Raumfahrt – Unbemannte Luftfahrzeugsysteme – Teil 001: Anforderungen und Prüfverfahren

Aerospace series – Unmanned Aircraft Systems – Part 001: Product requirements and verification

Série aérospatiale – Aéronefs télépilotés – Partie 001: Exigences produit et méthodes de vérification

Inhalt

	Seite
Vorwort	7
1 Anwendungsbereich	8
2 Normative Verweisungen	8
3 Begriffe, Symbole und Abkürzungen	8
3.1 Begriffe	8
3.2 Abkürzungsliste	15
4 Produktanforderungen und Konformität für UAS der Klasse C0	16
4.1 MTOM	16
4.1.1 Leistungsanforderungen	16
4.1.2 Verifizierungsverfahren	16
4.1.3 Annahmekriterien	17
4.2 Höchstgeschwindigkeit	17
4.2.1 Leistungsanforderungen	17
4.2.2 Verifizierungsverfahren	17
4.2.3 Annahmekriterien	21
4.3 Maximal erreichbare Höhe	21
4.4 Sicher steuerbar	21
4.4.1 Allgemeines	21
4.4.2 Annahmekriterien	21
4.5 Minimierung der Verletzung von Personen	22
4.5.1 Anforderungen an Leistung und Konstruktion	22
4.5.2 Verifizierungsverfahren	23
4.5.3 Annahmekriterien	27
4.6 Energieversorgung	28
4.6.1 Anforderungen an Leistung und Konstruktion	28
4.6.2 Annahmekriterien	28
4.7 Follow-Me-Modus	28
4.7.1 Anforderungen an Leistung und Konstruktion	28
4.7.2 Verifizierungsverfahren	28
4.7.3 Annahmekriterien	31
4.8 Herstelleranweisungen	32
4.8.1 Anforderungen	32
4.8.2 Verifizierungsverfahren	32
4.8.3 Annahmekriterien	36
4.9 Kennzeichnung	36
4.9.1 Anforderungen	36
4.9.2 Verifizierungsverfahren	36
4.9.3 Annahmekriterien	37
5 Produktanforderungen und Konformität für UAS der Klasse C1	37
5.1 Bodenaufprall	37
5.1.1 80 Joule	37
5.1.2 MTOM	42
5.2 Höchstgeschwindigkeit	42
5.3 Maximal erreichbare Höhe	42
5.3.1 Leistungsanforderungen	42
5.3.2 Verifizierungsverfahren	42
5.3.3 Annahmekriterien	47
5.4 Sicher steuerbar	48
5.4.1 Allgemeines	48
5.4.2 Annahmekriterien	48
5.5 Mechanische Festigkeit	48

5.5.1	Anforderungen an Leistung und Konstruktion	48
5.5.2	Verifizierungsverfahren	50
5.5.3	Annahmekriterien	59
5.6	Minimierung der Verletzung von Personen	59
5.7	Verlust der Datenverbindung	59
5.8	Energieversorgung	59
5.9	Niedriger Batteriestand	59
5.10	Follow-Me-Modus	59
5.11	Herstelleranweisungen	60
5.11.1	Anforderungen	60
5.11.2	Verifizierungsverfahren	60
5.11.3	Annahmekriterien	65
5.12	Kennzeichnung	66
5.12.1	Anforderungen	66
5.12.2	Verifizierungsverfahren	66
5.12.3	Annahmekriterien	66
6	Produktanforderungen und Konformität für UAS der Klasse C2	67
6.1	MTOM	67
6.1.1	Allgemeines	67
6.1.2	Annahmekriterien	67
6.2	Maximal erreichbare Höhe	67
6.3	Sicher steuerbar	67
6.3.1	Anforderungen an Leistung und Konstruktion	67
6.3.2	Verifizierungsverfahren	69
6.3.3	Annahmekriterien	75
6.4	Mechanische Festigkeit	77
6.5	Gefesseltes UA	77
6.6	Minimierung der Verletzung von Personen	77
6.7	Verbindung für Steuerung und Kontrolle (C2-Verbindung)	77
6.7.1	Verlust der C2-Verbindung	77
6.7.2	Schutz der C2-Verbindung	80
6.8	Modus für niedrige Geschwindigkeit	82
6.8.1	Leistungsanforderungen	82
6.8.2	Verifizierungsverfahren – Anforderung (1) – Modus für niedrige Geschwindigkeit	82
6.8.3	Annahmekriterien	83
6.9	Schallleistung	83
6.10	Energieversorgung	83
6.11	Niedriger Batteriestand	83
6.11.1	Leistungsanforderungen	83
6.11.2	Prüfverfahren	84
6.11.3	Annahmekriterien	85
6.12	Herstelleranweisungen	85
6.12.1	Anforderungen	85
6.12.2	Verifizierungsverfahren	85
6.12.3	Annahmekriterien	91
6.13	Kennzeichnung	92
6.13.1	Anforderungen	92
6.13.2	Verifizierungsverfahren	92
6.13.3	Annahmekriterien	92
7	Produktanforderungen und Konformität für UAS der Klasse C3	92
7.1	MTOM	92
7.1.1	Allgemeines	92
7.1.2	Annahmekriterien	92
7.2	Maximales charakteristisches Maß	93
7.2.1	Konstruktive Anforderungen	93
7.2.2	Verifizierungsverfahren	93
7.2.3	Annahmekriterien	97

7.3	Maximal erreichbare Höhe	97
7.4	Sicher steuerbar	97
7.4.1	Allgemeines	97
7.4.2	Annahmekriterien	97
7.5	Gefesseltes UA	98
7.5.1	Anforderungen an Leistung und Konstruktion	98
7.5.2	Verifizierungsverfahren	100
7.5.3	Annahmekriterien	104
7.6	Verlust der Datenverbindung – Leistungsanforderungen	105
7.7	Energieversorgung	105
7.8	Schutz der Datenverbindung	105
7.9	Niedriger Batteriestand	105
7.10	Herstellieranweisungen	105
7.10.1	Anforderungen	105
7.10.2	Verifizierungsverfahren	105
7.10.3	Annahmekriterien	111
7.11	Kennzeichnung	111
7.11.1	Anforderungen	111
7.11.2	Verifizierungsverfahren	111
7.11.3	Annahmekriterien	112
8	Produktanforderungen und Konformität für UAS der Klasse C4	112
8.1	MTOM	112
8.1.1	Allgemeines	112
8.1.2	Annahmekriterien	112
8.2	Sicher steuerbar	112
8.2.1	Anforderungen an Konstruktion und Leistung	112
8.2.2	Verifizierungsverfahren	113
8.2.3	Annahmekriterien	119
8.3	Bedingungen für die automatischen Steuerungsmodi	119
8.3.1	Leistungsanforderungen	119
8.3.2	Verifizierungsverfahren	119
8.3.3	Annahmekriterien	121
8.4	Herstellieranweisungen	121
8.4.1	Anforderungen	121
8.4.2	Verifizierungsverfahren	122
8.4.3	Annahmekriterien	127
8.5	Kennzeichnung	127
8.5.1	Anforderungen	127
8.5.2	Verifizierungsverfahren	127
8.5.3	Annahmekriterien	128
Anhang A (informativ) Konstruktionsempfehlungen zur Verringerung der Wahrscheinlichkeit und Auswirkungen von Schnittwunden durch Propeller		129
A.1	Mechanische Schutzvorrichtungen	129
A.2	Betriebliche Schutzvorrichtungen	130
A.2.1	Erkennung mechanischer Stöße	130
A.2.2	Notstopp	130
Anhang B (informativ) Validierungsverfahren für On-Board-GNSS-Empfänger		131
B.1	Allgemeines zum Validierungsprozess für On-Board-GNSS-Empfänger	131
B.2	Statische Messung	131
B.3	Dynamische Messung	132
Anhang ZA (informativ) Zusammenhang zwischen diesem Dokument und den grundlegenden Anforderungen der Delegierten Verordnung (EU) 2019/945 vom 12. März 2019 über unbemannte Luftfahrzeugsysteme und Drittlandbetreiber unbemannter Luftfahrzeugsysteme, deren Einhaltung angestrebt wird		133
Literaturhinweise		136

Bilder

Bild 1 — Prüfanordnung für die Array-Vorbeiflug-Prüfung (Draufsicht mit 3 Geräten)	18
Bild 2 — Feldprüfungsanordnung für die Bildzählung (Draufsicht)	19
Bild 3 — Propellergeometrie	23
Bild 4 — Starrflügler-Druckpropellerkonstruktion	23
Bild 5 — Aufprallanordnung für Multikopter-UA	26
Bild 6 — Begriffe und Anordnung	29
Bild 7 — Ovale Rennstrecke	29
Bild 8 — Position des Fernpiloten und des UA bei Beginn der Prüfung	30
Bild 9 — Prüfung mit Verfolgung des Fernpiloten	30
Bild 10 — Follow-Me-Modus Fluchtprüfung	30
Bild 11 — Follow-Me-Modus — Wiederaufnahmeprüfung	31
Bild 12 — Endgeschwindigkeit eines UA, das den kontrollierten Flug aus 120 m AGL verlässt (siehe [10] Bild 6)	40
Bild 13 — Kinetische Energie eines UA, das den kontrollierten Flug aus 120 m AGL verlässt (siehe [10] Bild 7)	41
Bild 14 — Beispiele für die Abstützung bei Prüfanordnungen zur Lastprüfung der Primärstruktur für unterschiedliche Konfigurationen	51
Bild 15 — Platzierung der Last über (links) und Aufhängung unter dem Schwerpunkt (rechts) .	51
Bild 16 — Fallschirm-Belastungsprüfung, grundsätzliche Anordnung	55
Bild 17 — Fallschirm-Belastungsprüfung, mit Darstellung der üblichen Richtung der Schocklast bei Öffnung	56
Bild 18 — Anordnung für die indirekte Messung (Beispiel Starrflügler)	95
Bild 19 — Vertikale Projektion der Endpunkte zur Bestimmung des Fußabdrucks	96
Bild 20 — Bestimmung des Abstands zwischen den Fußabdrücken	96
Bild 21 — Halterung (Beispiel Starrflügler)	97
Bild 22 — Mechanische Beschränkungs Vorrichtung/Fesselungssystem zwischen Boden und UA .	99
Bild 23 — Lastfälle, Kraftrichtungen	99
Bild 24 — Prüffälle: Bodenhakenbaugruppe	102
Bild 25 — Prüffälle: Lufthakenbaugruppe	103
Bild 26 — Vorgeschlagene Landung bei einem Verlust der C2-Verbindung	121
Bild A.1 — Rotorgehäuse bei Mikro-UAS [10]	130

Tabellen

Tabelle 1 — Einstufung der Handhabungsqualität (HQR)	68
Tabelle 2 — Prüffälle	71
Tabelle 3 — Start	72
Tabelle 4 — Vertikaler Steigflug und Schweben	72
Tabelle 5 — Steigflug	72
Tabelle 6 — Vertikaler Sinkflug und Abfangen	73
Tabelle 7 — Sinkflug	73
Tabelle 8 — Horizontale Steuerung	73
Tabelle 9 — Beschleunigung und Verzögerung; schwebefähige Konfiguration	74
Tabelle 10 — Beschleunigung und Verzögerung; Starrflügler-Konfiguration	74
Tabelle 11 — Kreisen	75
Tabelle 12 — Landung	75
Tabelle 13 — Interaktion mit Zugriff auf die den Luftraum beschränkenden Funktion (falls installiert)	75
Tabelle 14 — Prüffälle	113
Tabelle 15 — Startprüfung	114

Tabelle 16 — Prüfung vertikaler Steigflug und Schweben	114
Tabelle 17 — Prüfung Steigflug	115
Tabelle 18 — Prüfung vertikaler Sinkflug und Abfangen	115
Tabelle 19 — Prüfung Sinkflug	116
Tabelle 20 — Prüfung der horizontalen Steuerung	116
Tabelle 21 — Prüfung der Beschleunigung und Verzögerung	117
Tabelle 22 — Prüfung der Starrflügler-Konfiguration	118
Tabelle 23 — Prüfung des Kreisens	118
Tabelle 24 — Landeprüfung	119
Tabelle ZA.1 — Zusammenhang zwischen diesem Dokument und Anhang Teil 1, 2, 3, 4 und 6 der Delegierten Verordnung (EU) 2019/945	133

Vorwort

Dieses Dokument wurde vom Technischen Koordinator für den Fachbereich Autonomes Fliegen von ASD-STAN überprüft.

Nach Umfragen und Abstimmungen in Übereinstimmung mit den im „Prozesshandbuch für Normung“ von ASD-STAN definierten Regeln, hat dieses Dokument die Genehmigung zur Veröffentlichung erhalten.

1 Anwendungsbereich

Dieses Dokument enthält technische Spezifikationen und Verifizierungsverfahren zur Unterstützung der Konformität mit den durch die Produktharmonisierungsrechtsvorschriften definierten Anforderungen, die in Kapitel II der Delegierten Verordnung (EU) 2019/945 der Kommission vom 12. März 2019 über unbemannte Luftfahrzeugsysteme und Drittlandbetreiber unbemannter Luftfahrzeugsysteme festgelegt sind.

Dieses Dokument deckt keine UAS ab, die leichter als Luft sind (z. B. Luftschiffe und Ballons).

Dieses Dokument gilt nur für UA mit Energiequellen, die auf elektrochemischen Technologien basieren.

2 Normative Verweisungen

Die folgenden Dokumente werden im Text in solcher Weise in Bezug genommen, dass einige Teile davon oder ihr gesamter Inhalt Anforderungen des vorliegenden Dokuments darstellen. Bei datierten Verweisungen gilt nur die in Bezug genommene Ausgabe. Bei undatierten Verweisungen gilt die letzte Ausgabe des in Bezug genommenen Dokuments (einschließlich aller Änderungen).

EN 71-1:2014+A1:2018, *Sicherheit von Spielzeug — Teil 1: Mechanische und physikalische Eigenschaften*

EN 45501:2015, *Metrologische Aspekte der nichtselbsttätigen Waagen*

EN 4709-002:2023, *Luft- und Raumfahrt — Unbemannte Luftfahrzeugsysteme — Teil 002: Anforderungen an die direkte Fernidentifizierung*

prEN 4709-003:2023,¹ *Luft- und Raumfahrt — Unbemannte Luftfahrzeugsysteme — Teil 003: Anforderungen an das Geo-Sensibilisierungssystem*

prEN 4709-004:2023,¹ *Luft- und Raumfahrt — Unbemannte Luftfahrzeugsysteme — Teil 004: Anforderungen an die zu führenden Lichter*

EN 61000-6-2:2005, *Elektromagnetische Verträglichkeit (EMV) — Teil 6-2: Fachgrundnormen — Störfestigkeit für Industriebereich*

EN 61000-6-3:2007, *Elektromagnetische Verträglichkeit (EMV) — Teil 6-3: Fachgrundnormen — Störaussendung für Wohnbereich, Geschäfts- und Gewerbebereiche sowie Kleinbetriebe*

EN IEC 62368-1:2020, *Einrichtungen für Audio/Video-, Informations- und Kommunikationstechnik — Teil 1: Sicherheitsanforderungen*

EN ISO 2307:2019, *Faserseile — Bestimmung einiger physikalischer und mechanischer Eigenschaften (ISO 2307:2019)*

EN ISO 3744:2010, *Akustik — Bestimmung der Schallleistungs- und Schallenergiepegel von Geräuschquellen aus Schalldruckmessungen — Hüllflächenverfahren der Genauigkeitsklasse 2 für ein im Wesentlichen freies Schallfeld über einer reflektierenden Ebene (ISO 3744:2010)*

3 Begriffe, Symbole und Abkürzungen

3.1 Begriffe

Für die Anwendung dieses Dokuments gelten die folgenden Begriffe.

¹ Veröffentlicht als ASD-STAN prEN zum Zeitpunkt der Herausgabe dieses Dokuments, verfügbar unter: <https://www.asd-stan.org/>.

ISO und IEC stellen terminologische Datenbanken für die Verwendung in der Normung unter den folgenden Adressen bereit:

— ISO Online Browsing Platform: verfügbar unter <https://www.iso.org/obp>

— IEC Electropedia: verfügbar unter <https://www.electropedia.org/>

3.1.1

automatischer Flug

Flug, der vorprogrammierten Anweisungen folgt, die in das Flugsteuerungssystem des unbemannten Luftfahrzeugs (UA) geladen wurden und die das UA ausführt

3.1.2

offene Kategorie

UAS-Betriebskategorie, die unter Berücksichtigung der mit dem Betrieb verbundenen Risiken keine Genehmigung durch die zuständigen Behörden und keine Erklärung durch den UAS-Betreiber benötigt, bevor der Betrieb erfolgt

3.1.3

spezifische Kategorie

UAS-Betriebskategorie, die unter Berücksichtigung der mit dem Betrieb verbundenen Risiken eine Genehmigung durch die zuständigen Behörden benötigt, bevor der Betrieb erfolgt, wobei die in einer Risikobeurteilung des Betriebs identifizierten Eindämmungsmaßnahmen berücksichtigt werden, ausgenommen bei bestimmten Standardszenarien, für die eine Erklärung des Betreibers ausreicht

3.1.4

zertifizierte Kategorie

UAS-Betriebskategorie, die unter Berücksichtigung der mit dem Betrieb verbundenen Risiken die Zertifizierung des UA und einen durch die zuständige Behörde anerkannten Betreiber sowie gegebenenfalls einen lizenzierten Fernpiloten erfordert, um eine angemessene Sicherheitsstufe sicherzustellen

3.1.5

zuständige Behörde

eine oder mehrere von einem Mitgliedstaat benannte Entitäten, die über die erforderlichen Rechte und zugeordneten Verantwortlichkeiten verfügen, um die mit der Zertifizierung, Überwachung und Durchsetzung verbundenen Aufgaben in Übereinstimmung mit dieser Verordnung und mit den darauf basierenden delegierten und Ausführungsverordnungen sowie mit Verordnung (EG) Nr. 549/2004 durchzuführen

3.1.6

direkte Fernidentifizierung

System, das die lokale Übertragung von Informationen über ein im Betrieb befindliches unbemanntes Luftfahrzeug gewährleistet, einschließlich der Kennzeichnung des unbemannten Luftfahrzeugs, sodass diese Informationen ohne physischen Zugang zum unbemannten Luftfahrzeug abgerufen werden können

3.1.7

Follow-Me-Modus

Betriebsmodus des UAS, bei dem das unbemannte Luftfahrzeug dem Fernpiloten ständig innerhalb eines festgelegten Radius folgt

3.1.8

Geo-Sensibilisierung

Funktion, die auf Grundlage der von Mitgliedstaaten bereitgestellten Informationen eine mögliche Verletzung von Luftraumgrenzen erkennt und die Fernpiloten warnt, damit diese sofortige und effektive Maßnahmen ergreifen können, um diese Verletzung zu verhindern

3.1.9

Gefährdung

Zustand oder Objekt mit dem Potential, Verletzungen, Beschädigungen, Materialverlust oder eine Beeinträchtigung der Fähigkeit zum Durchführen einer vorgeschriebenen Funktion zu verursachen

3.1.10

höchstzulässige Startmasse

MTOM, en: maximum take-off mass

höchstzulässige, vom Hersteller oder Erbauer definierte Masse des unbemannten Luftfahrzeugs, einschließlich Nutzlast und Treibstoff, mit der das unbemannte Luftfahrzeug betrieben werden kann

Anmerkung 1 zum Begriff: Mit Treibstoff sind bei Verwendung in diesem Dokument Batterien gemeint.

3.1.11

Betreiber eines unbemannten Luftfahrzeugsystems

juristische oder natürliche Person, die ein oder mehrere UAS betreibt oder zu betreiben beabsichtigt

3.1.12

Fernpilot

natürliche Person, die für die sichere Durchführung des Fluges eines unbemannten Luftfahrzeugs verantwortlich ist, wobei der Fernpilot die Flugsteuerung entweder manuell vornimmt oder, wenn das unbemannte Luftfahrzeug automatisch fliegt, dessen Kurs überwacht und in der Lage bleibt, jederzeit einzugreifen und seinen Kurs zu ändern

3.1.13

Standardszenario

UAS-Betriebsart in der in Anhang 1 des Anhangs der Verordnung (EU) 2019/947 definierten „spezifischen“ Kategorie, für die eine genaue Liste von Eindämmungsmaßnahmen identifiziert wurde, so dass die zuständige Behörde durch Erklärungen zufrieden gestellt werden kann, in denen die Betreiber angeben, dass sie die Eindämmungsmaßnahmen bei der Durchführung dieser Betriebsart anwenden werden

3.1.14

unbemanntes Luftfahrzeug

UA, en: unmanned aircraft

Luftfahrzeug, das ohne einen an Bord befindlichen Piloten autonom oder ferngesteuert betrieben wird oder dafür konstruiert ist

3.1.15

unbemanntes Luftfahrzeugsystem

UAS, en: unmanned aircraft system

unbemanntes Luftfahrzeug sowie die Ausrüstung für dessen Fernsteuerung

[QUELLE: ISO/CD 21384-2]

3.1.16

Sichtverbindung

VLOS, en: visual line of sight

UAS-Betriebsart, bei der der Fernpilot mit bloßem Auge einen kontinuierlichen Sichtkontakt mit dem unbemannten Luftfahrzeug aufrecht halten kann, wodurch der Fernpilot den Flugpfad des unbemannten Luftfahrzeugs in Bezug zu anderen Luftfahrzeugen, Personen und Hindernissen steuern kann, um Kollisionen zu verhindern

3.1.17

Ausrüstung zur Fernsteuerung von unbemannten Luftfahrzeugen

alle Instrumente, Ausrüstungen, Mechanismen, Geräte, Zubehörteile, Software oder Zusatzteile, die für den sicheren Betrieb eines UA erforderlich sind und die keine Teile sind und nicht an Bord des UA mitgeführt werden

3.1.18

Nutzlast

alle Instrumente, Mechanismen, Ausrüstungen, Teile, Geräte, Zubehörteile oder Zusatzteile, einschließlich Kommunikationsausrüstungen, die im Luftfahrzeug installiert bzw. an diesem angebracht sind und nicht dazu verwendet werden oder verwendet werden sollen, das Luftfahrzeug im Flug zu betreiben oder zu steuern, ohne jedoch Teil des Flugwerks, eines Motors oder eines Propellers zu sein

3.1.19

UA-Typ

grundlegende Konstruktionsanordnung des UA: Starrflügler, Drehflügler

BEISPIEL Multikopter oder Helikopter.

3.1.20

Teileliste

Liste, in der das UAS und alle entfernbaren und anpassbaren Teile aufgeführt sind, einschließlich der Nutzlasten, Zubehörteile, Batterien und Zusatzteile, deren Anbau an die Primärstruktur des UA durch den Hersteller genehmigt ist und die in einer in den Handel gebrachten Verpackungskonfiguration des UAS bereitgestellt werden

Anmerkung 1 zum Begriff: Die Liste wird zusammen mit der Beschreibung des UA in der technischen Dokumentation bereitgestellt.

Anmerkung 2 zum Begriff: Die Liste schließt alle Nutzlasten und Batterien ein, aber keine Ersatzteile.

Anmerkung 3 zum Begriff: In der Liste werden die Teile mit Teilenummer und Masse aufgeführt.

3.1.21

UAS-Kombination

UAS einschließlich eines variablen Satzes von Elementen wie beispielsweise Komponenten, Nutzlasten oder Zubehörteilen und unterschiedlichen Batterietypen

3.1.22

Primärstrukturelemente

Teile der UA-Struktur, deren Ausfall zu einer gefährlichen oder schwerwiegenderen Fehlerbedingung führen würde

BEISPIEL Die UA-Primärstruktur, die aerodynamische, Trägheits- und Vortriebskräfte aufnimmt; Strukturelemente der Ruderfläche und des Rudersystems, Ruderlager; Strukturelemente von während der Start- und Wiederherstellungsphasen verwendeten Systemen ([8]).

3.1.23

Fessel

mechanische Vorrichtung, deren Hauptzweck es ist, das UA effektiv innerhalb des durch die Seillänge vorgegebenen Bereichs zu halten

Anmerkung 1 zum Begriff: Nicht alle Kabel zur Verbindung des UA mit dem Boden werden im Sinne dieses Dokuments als Fessel angesehen; beispielsweise wird ein elektrisches Kabel zur Stromversorgung des UA nicht als Fessel angesehen, auch wenn es sich um die einzige Antriebsquelle handelt und ein Verbindungsverlust unausweichlich zum Verlust des Flugs führen würde. Jedoch darf die Fessel als sekundäre Funktion zur Übertragung von elektrischer Leistung zum UA verwendet werden.

3.1.24

Steuerungsmodus

Modus zur Unterscheidung unterschiedlicher Verfahren, um die Flugrichtung des UA zu steuern

Anmerkung 1 zum Begriff: Dazu gehören unter anderem Fluglage, Richtung, Flugbahn, Geschwindigkeit, Höhe, Steiggeschwindigkeit. Alle Flugmodi werden eindeutig im Flughandbuch definiert, wobei erläutert wird, wie die Eingaben des

Fernpiloten (z. B. Steuerknüppel) mit den Freiheitsgraden des Luftfahrzeugs in Zusammenhang stehen. Die notwendigen Bedingungen für jeden Flugmodus werden ebenfalls definiert (z. B. dass für den Grundgeschwindigkeits- oder Positionssteuerungsmodus eine GNSS-Abdeckung erforderlich ist)

3.1.25

Steuerungsbetriebsmodi

das UA kann nach der Definition in STANAG4703 UL47.1 in den folgenden Betriebsmodi betrieben werden; die Definition wurde hier umformuliert. Der Begriff „Steuerungsbetriebsmodus“ wird zur Bezeichnung sicherheitsrelevanter Steuerungskategorien verwendet

Anmerkung 1 zum Begriff: Für jede Kategorie können mehrere Flugsteuerungsmodi verwendet werden.

[QUELLE: STANAG4703 UL47.1]

3.1.26

automatischer Modus

Steuerungsbetriebsmodus, bei dem die Fluglage, Geschwindigkeit und der Flugpfad des UA vollständig vom Flugsteuerungssystem gesteuert werden, wobei der Fernpilot aber falls erforderlich jederzeit die Steuerung übernehmen kann

Anmerkung 1 zum Begriff: Für die Flugsteuerung und die Lenkung des Fahrzeugs ist keine Eingabe des Fernpiloten erforderlich, außer zur Änderung des Betriebsmodus, der Last oder des erforderlichen Flugplans bzw. der Wegpunktparameter.

BEISPIEL Beispiele für automatische Modi sind Wegpunktpfad-Navigation, Halten des Wegpunkts (Schweben/Kreisen), automatischer Start, automatische Landung, Follow-Me-Modus oder Rückkehr zum Startpunkt.

3.1.27

halbautomatischer Modus

Steuerungsbetriebsmodus, bei dem der Fernpilot die äußeren Regelschleifenparameter wie beispielsweise Höhe, Richtung und Fluggeschwindigkeit steuert

Anmerkung 1 zum Begriff: Dies ist ein unterstützter manueller Modus, bei dem das Flugsteuerungssystem das UA so steuert, dass die angewiesenen äußeren Regelschleifenparameterwerte erreicht werden. In diesem Steuerungsbetriebsmodus sollten Funktionen zum Schutz des Flugbereichs und/oder zur Entkopplung der Steuerung vorhanden sein. Das Flughandbuch gibt für jeden als halbautomatisch eingestuften möglichen/verfügbaren Steuerungsmodus für jeden Freiheitsgrad eindeutig den Grad an, zu dem der Fernpilot zur Stabilität der Steuerung beiträgt.

Anmerkung 2 zum Begriff: Ein großer Bereich von Flugsteuerungsmodi ist halbautomatisch; die Steuerung der Fluglage/Steiggeschwindigkeit bei niedrigen Höhen, die Autopilotensteuerung von Richtung/Geschwindigkeit/Höhe, die Geschwindigkeitssteuerung und die Positionssteuerung dürfen als halbautomatisch eingestuft werden, wenn die Eingaben des Fernpiloten kontinuierlich in Positionsbefehle umgesetzt werden (oder als automatischer Modus, wenn die Eingaben des Fernpiloten nur die Wegpunktkoordinaten des On-Board-Autopiloten ändern).

3.1.28

manueller Direktmodus

Steuerungsbetriebsmodus, bei dem der Fernpilot die UA-Steuereinrichtungen direkt steuert

BEISPIEL Aerodynamische Flächen mithilfe von Servo-Aktoren und Motoren mithilfe von elektronischer Geschwindigkeitssteuerung.

Anmerkung 1 zum Begriff: Dies ist ein nicht unterstützter manueller Modus zur direkten Flugsteuerung. Dieser Steuerungsbetriebsmodus verfügt über keine, über die Stabilitätsunterstützung hinausgehenden Autopiloten-Hilfsfunktionen (z. B. Flugbereichsschutz, en: flight envelope protection, FEP).

3.1.29

manueller Modus

Steuerungsbetriebsmodus, bei dem der Fernpilot Steuerelemente oder ähnliche Eingriffsmöglichkeiten nutzt, um die Flugbahn in Echtzeit zu ändern

Anmerkung 1 zum Begriff: Beispielsweise manueller Direktflugsteuerungsmodus und halbautomatischer Modus, im Gegensatz zum automatischen Modus, bei dem Befehle auf der oberen Ebene (wie das Einstellen von Wegpunkten oder das Drücken einer RTH-Taste) zur Änderung der Flugbahn verwendet werden.

3.1.30

automatisierter Modus

automatischer Modus und halbautomatischer Modus (im Gegensatz zum manuellen Direktflugsteuerungsmodus), der für die Flugbahnsteuerung eine Automatisierung nutzt, die über die Stabilitätsunterstützung hinausgeht

3.1.31

Halten

Schweben bei schwebefähigen Luftfahrzeugen, d. h. Beibehaltung von Höhe und Position; bei Starrflüglerluftfahrzeugen entspricht das Halten dem Kreisen, d. h. dem Fliegen eines Kreises um die aktuelle Position mit minimalem Abstand, bei geringer Geschwindigkeit und unter Einhaltung der Flughöhe

Anmerkung 1 zum Begriff: Das Halten wird bei Flugbedingungen genutzt, bei denen das Luftfahrzeug das Risiko einer Abweichung vom Flugpfad (zur Reduzierung des Kollisionsrisikos) und des Kontrollverlusts minimiert.

Anmerkung 2 zum Begriff: Neben der allgemeinen Anforderung bezüglich Mindestgeschwindigkeit und Mindestortsveränderung werden Radius/Wenderate/Neigungswinkel/Lastfaktor und Geschwindigkeit spezifisch für jedes Luftfahrzeug gewählt, um sichere und stabile Flugbedingungen zu schaffen (z. B. angemessene Toleranzen in Bezug auf Abrissgeschwindigkeit und Lastfaktoren).

3.1.32

Behebung des Verlusts der Verbindung für Steuerung und Kontrolle

C2, en: command and control

automatischer Modus, auf den das UA als Ausfallsicherungsfunktion im Falle eines Verlusts der C2-Verbindung zurückgreift

Anmerkung 1 zum Begriff: Eine nicht erschöpfende Liste typischer Modi zur Behebung des Verbindungsverlusts umfasst:

- Halten;
- Rückkehr zum Startpunkt (RTH, en: return to home);
- automatische Landung.

3.1.33

Flugabbruchfunktion

verantwortliche Funktion für den Flugabbruch auf eine Weise, die die Auswirkungen auf Dritte in der Luft oder am Boden reduziert

Anmerkung 1 zum Begriff: Die Flugabbruchfunktion kann eine vorhandene Funktion sein, wie beispielsweise eine Landung, oder eine Abfolge vorhandener Funktionen, wie beispielsweise Halten mit anschließender Landung oder Auslösung eines Fallschirms.

3.1.34

Rückkehr zum Startpunkt

RTH, en: return to home

automatischer Modus, der für die Rückkehr zu einer vordefinierten, sicheren Landeposition („Startpunkt“) vorgesehen ist

BEISPIEL Die Startposition ist eine Art einer vordefinierten, sicheren Landeposition.

Anmerkung 1 zum Begriff: Dieser Modus zieht nicht notwendigerweise die Einleitung einer Landung nach sich; üblicherweise umfasst er den Steig- oder Sinkflug auf eine sichere Höhe unter Befolgen einer vordefinierten Route und die Annäherung an die Landeposition.

3.1.35

automatische Landung

automatischer Modus, bei dem das UA versucht, eine automatische Landung oder eine Notlandung durchzuführen

3.1.36

sicher steuerbar

Fähigkeit des UAS, dem Fernpiloten zu jeder Zeit eine allgemeine Möglichkeit zur Ausübung der Kontrolle über das UA und zur Änderung der UA-Position zur Verfügung zu stellen, soweit es zur Vermeidung von Gefährdungen anderer, den Luftraum nutzender oder auf dem Boden befindlicher Personen erforderlich ist

Anmerkung 1 zum Begriff: Während das UA manuell gesteuert wird (siehe manueller Modus), schließt dies die Manövrierfähigkeit und die Handhabungseigenschaften ein, sofern diese Funktionen nicht automatisiert sind (siehe automatisierter Modus)

3.1.37

Nennmodus

grundlegender Betriebsmodus, der im normalen Betriebszustand auftritt, ohne dass es zu einem Verlust von Merkmalen, Funktionen oder Fähigkeiten oder einer Verschlechterung der Leistung kommt

3.1.38

eingeschränkter Modus

temporäre, anhaltende oder dauerhafte Einschränkung von Merkmalen, Funktionen und Fähigkeiten, einschließlich der Fähigkeit, mit ungünstigen Umgebungsbedingungen umzugehen, die außerhalb der Grenzen des vom Hersteller definierten Betriebsbereichs liegen und die wahrscheinlich beim Betrieb nahe oder bei diesen Grenzbedingungen auftreten

Anmerkung 1 zum Begriff: Zu diesen Grenzbedingungen gehören unter anderem: GNSS-Empfang aufgrund der Satellitenkonstellation, ionosphärische Störungen, Störsendungen usw., den Kompass (Magnetometer) betreffende magnetische Deviation und Störung, Qualität der Datenverbindung in Bezug auf Latenz, Bandbreite, Verfügbarkeit und Integrität.

Anmerkung 2 zum Begriff: Der Ausfall eines oder, falls zutreffend, mehrerer für die Stabilität, Steuerbarkeit und den Arbeitsaufwand des Fernpiloten relevanter Systeme, wie beispielsweise (falls erforderlich) Beschleunigungsaufnehmer, Gyroskope, Fluggeschwindigkeitssensoren, Motordrehzahlsensoren, elektrische Stromversorgungssysteme (Batterien), Stromverteilungssysteme (Kabelbäume, Verbinder, Spannungskonverter, Sicherungen usw.) und für die Zustandsüberwachung, beispielsweise Innentemperaturen und Batteriestatus, relevante Systeme, die wahrscheinlich während der Produktlebensdauer auftreten werden, wird berücksichtigt.

Anmerkung 3 zum Begriff: Falls erforderlich, sollte der Hersteller die Verfahren und die Grenzwerte für den eingeschränkten Modus bereitstellen.

3.1.39

Fehlereindämmungsmodus

vom Hersteller definierter Flugmodus zur Eindämmung von Fehlern durch den Einsatz von Mitteln, die spezifische technische Funktionen oder Ausrüstungen des UAS nutzen

BEISPIEL Ein Fallschirm ist ein Beispiel für eine UAS-Ausrüstung.

Anmerkung 1 zum Begriff: Die Auswirkungen von Fehlermodi, die nicht durch die Konstruktion eingedämmt werden können, werden als Eskalation von Fehlerauswirkungen betrachtet.

Anmerkung 2 zum Begriff: In diesen Fällen darf der Hersteller anhand von durch Analysen gestützten Prüfungen begründen, dass die Wahrscheinlichkeit solcher Ausfälle während der erwarteten Lebensdauer des Produkts gering ist oder dass solche Ausfälle durch regelmäßige Inspektionen, Wartung und den Austausch von Teilen erkannt und verhindert werden können. Für den letzten Fall darf der Hersteller Anweisungen bereitstellen.

3.1.40

Horizontalflug

Bedingung mit geradem Pfad, keinem Neigungswinkel und keiner Wenderate im Geradeausflug, 1 g, kein Steigflug, kein Sinkflug

Anmerkung 1 zum Begriff: Der gerade Pfad gilt auch bei stabilen Windbedingungen (konstante Geschwindigkeit und Richtung), da das Abtreiben durch den Wind nur den Unterschied zwischen Fluggeschwindigkeit und Grundgeschwindigkeit betrifft, wobei der Kurs über Grund sich von der Richtung des Luftfahrzeugs unterscheidet.

3.1.41

Warnhinweis bei niedrigem Batteriestand

Alarm, der einen kritischen Status der Batterie des UA oder der Ausrüstung für die Fernsteuerung des UA anzeigt, der eine sofortige Landung des UA erfordert

Anmerkung 1 zum Begriff: Unter der Vorbedingung, die Flugsicherheit sicherzustellen, definieren UA-Hersteller üblicherweise eine Mindestsicherheitsschwelle für den Ladezustand, z. B. 10 % über dem kritischen Batteriestand, und sie können für den Fernpiloten eine Vorwarnung zum Warnhinweis bei niedrigem Batteriestand auslösen. Solche Arten von Vorwarnungen sind optional und nicht Teil des durch EN 4709-001 definierten Warnhinweises bei niedrigem Batteriestand.

3.1.42

Druckpropeller

Anordnung, bei der der Propeller bzw. die Luftschraube sich hinter dem Motor befindet und das Flugzeug drückt, anstatt es zu ziehen

Anmerkung 1 zum Begriff: Der Vorteil dieser Anordnung ist, dass die Abwesenheit einer Gondel vor dem Flügel einen ungehinderten Luftstrom über den Flügel ermöglicht. Die umgekehrte Version ist der Zugpropeller.

3.2 Abkürzungsliste

AGL	über dem Boden (en: above ground level)
HQR	Handhabungsqualitätseinstufung (en: handling quality rating)
SW	Software

4 Produktanforderungen und Konformität für UAS der Klasse C0

4.1 MTOM

4.1.1 Leistungsanforderungen

(1) Die in den Herstelleranweisungen angegebene MTOM darf die maximal zulässige Masse für die entsprechende Klasse nicht überschreiten.

(2) Die Masse einer beliebigen Kombination aus dem UA und den in der Teileliste enthaltenen Teilen darf die in den Herstelleranweisungen angegebene MTOM nicht überschreiten.

(3) Wenn die Anweisungen des Herstellers die Installation von Zubehörteilen, Nutzlasten oder Batterien zulassen, die nicht in der „Teileliste“ aufgeführt sind, dann ist die maximale Masse der Zubehörteile, Nutzlasten und Batterien zu definieren, die am UA oder an einigen seiner Konfigurationen angebracht werden können, und diese Masse muss mit der in den Herstelleranweisungen angegebenen MTOM kompatibel sein.

(4) Die Herstelleranweisungen müssen Folgendes enthalten:

- a) entweder eine Anweisung, die eindeutig die Anbringung von Nutzlasten (einschließlich Zubehörteilen) verbietet, die nicht in der Teileliste aufgeführt sind; oder
- b) eine Betriebsanweisung, die den Fernpiloten klar an seine Verantwortung erinnert zu verifizieren, dass die Masse des UA die in den Herstelleranweisungen angegebene MTOM nicht überschreiten darf, wenn dieses mit Nutzlasten (einschließlich Zubehörteilen) ausgestattet ist.

4.1.2 Verifizierungsverfahren

4.1.2.1 Anforderung (1) – Angegebene MTOM

Die in den Herstelleranweisungen angegebene MTOM identifizieren.

4.1.2.2 Anforderung (2) – Masse der UA-Kombinationen

- Die Verpackung überprüfen, alle mit dem UAS gelieferten Teile in den verschiedenen Verpackungen identifizieren und eine Liste der Teile erstellen.
- Die Massen aller Teile in der Teileliste bestimmen und die Masse nach dem unten beschriebenen Wägev erfahren bestimmen...
- Die Masse der schwersten zugelassenen Kombination aus UA und den Teilen in der Teileliste bestimmen.

Wägev erfahren:

- 1) das Teil wiegen;
- 2) die Masse aufzeichnen.

Die Waage mit einer Auflösung von mindestens 0,1 g muss geeicht sein und die bestimmte Fehlergrenze muss $< \pm 0,5$ g betragen.

4.1.2.3 Anforderung (3) – Maximal zulässige Masse von Zubehörteilen

Die maximale, in den Herstelleranweisungen festgelegte Masse an Zubehörteilen, Nutzlasten und Batterien und der entsprechenden zulässigen UA-Konfigurationen identifizieren.

Die Masse der schwersten zugelassenen Kombination aus dem UA und seinen Zubehörteilen bestimmen.

4.1.2.4 Anforderung (4) – Erklärung oder Warnhinweis des Herstellers

Durch Überprüfung der Herstelleranweisungen bestimmen, ob:

- a) entweder eine Erklärung vorhanden ist, die eindeutig den Anbau von Zubehörteilen oder Nutzlasten verbietet, die nicht in der Originalverpackung des UA enthalten oder durch den Hersteller für die Verwendung mit dem UA zugelassen sind; oder
- b) eine Betriebsanweisung vorhanden ist, die den Fernpiloten klar an seine Verantwortung erinnert zu verifizieren, dass die Masse des UA nicht die in den Herstelleranweisungen angegebene MTOM überschreiten darf, wenn dieses mit Nutzlasten (einschließlich Zubehörteilen) oder einer nicht in der Originalverpackung des UA enthaltenen Batterie ausgestattet ist.

4.1.3 Annahmekriterien

- (1) Die in den Herstelleranweisungen angegebene MTOM beträgt weniger als 250 g.
- (2) Die Teileliste ist vollständig, und die Masse der schwersten Kombination des UA überschreitet nicht die mit einer Toleranz von $\pm 3\%$ angegebene MTOM.
- (3) Die maximale, in den Herstelleranweisungen definierte Masse der Zubehörteile, Nutzlasten und Batterien überschreitet in keiner zulässigen Kombination die MTOM.
- (4) Konformität mit der Herstellererklärung oder der Betriebsanweisung.

4.2 Höchstgeschwindigkeit

4.2.1 Leistungsanforderungen

- (1) Der Hersteller muss die Höchstgeschwindigkeit des Luftfahrzeugs im Horizontalflug in den Herstelleranweisungen angeben.
- (2) Die angegebene Höchstgeschwindigkeit im Horizontalflug darf 19 m/s nicht überschreiten.
- (3) Die Höchstgeschwindigkeit des UA darf die angegebene Höchstgeschwindigkeit nicht überschreiten:
 - a) bei einem UA mit der Möglichkeit zur Begrenzung der Grundgeschwindigkeit gilt dies für die Grundgeschwindigkeit im Horizontalflug in allen Richtungen;
 - b) andernfalls gilt dies für die Fluggeschwindigkeit im geraden Horizontalflug.

4.2.2 Verifizierungsverfahren

4.2.2.1 Anforderung (3) – Höchstgeschwindigkeit

4.2.2.1.1 Allgemeines

- Die Höchstgeschwindigkeit des UA mit einer beliebigen der unten beschriebenen Prüfungen oder einem anderen validierten und akkreditierten Prüfverfahren bestimmen.
- Die Prüfungen bei stabilen Windbedingungen durchführen, die mindestens einer sanften Brise nach der Beaufort-Skala (Windstärke 3, Windgeschwindigkeit 12 km/h) entsprechen und nicht die vom Hersteller festgelegten maximalen Windbedingungen überschreiten.
- Um die Windauswirkung zu kompensieren, die Prüfung in der entgegengesetzten Richtung durchführen. Die Flüge müssen mit Fahrt- und Rückenwind ($\pm 30^\circ$) durchgeführt werden. Als Höchstgeschwindigkeit wird das Maximum der beiden Prüf Flüge für die Grundgeschwindigkeit und der Mittelwert der beiden Prüf Flüge für die Fluggeschwindigkeit angenommen.

- Die ausgewählte Prüfung 3-mal wiederholen und den Höchstwert als Höchstgeschwindigkeit heranziehen.
- Verifizieren, dass die Höchstgeschwindigkeit in allen möglichen Flugmodi, einschließlich des Follow-Me-Modus, und in jeder möglichen Richtung des Horizontalfluges bestimmt wurde.
- Prüfflüge müssen bei einer für den Flug bei voller Geschwindigkeit sicheren Höhe von mindestens 5 m durchgeführt werden.

Am Anfang der Prüfungen muss das UA voll geladen und für Höchstgeschwindigkeit konfiguriert sein.

Die Optionen für die Flugstabilisierung werden auf den Standardwert nach den Herstelleranweisungen eingestellt.

Vor dem Beginn der Prüfung das UA entweder bei stabilem Schweben (Multikopter-UA) oder bei stabilem Kreisen (Starrflügler-UA) in einer für die gewählte Prüfanordnung geeigneten Höhe fliegen.

4.2.2.1.2 Array-Vorbeiflug

Die Messung beruht auf kalibrierten Geräten für die Geschwindigkeitsmessung, z. B. Geschwindigkeitsradar, Laser-Geschwindigkeitsmessgerät.

Es ist erforderlich, innerhalb des Prüfbereichs drei Geräte zu installieren, die die Geschwindigkeit in einem Abstand von 20 m zueinander messen.

Der Fernpilot erhöht die geforderte Geschwindigkeit allmählich bis zur Höchstgeschwindigkeit.

Das UA fliegt vor den drei Geschwindigkeitsmessgeräten vorbei, wobei darauf zu achten ist, dass eine zur Verbindungslinie der drei Geschwindigkeitsmessgeräte parallele Flugbahn eingehalten wird.

Wenn die durch die Geräte gemessene Geschwindigkeit ansteigt und sich zeigt, dass sich die Geschwindigkeit während des Vorbeiflugs erhöht hat, wird die Prüfung mit einem größeren Abstand wiederholt, bis die gemessene Geschwindigkeit innerhalb von $\pm 0,5$ m/s liegt.

Die Prüfung beim angepassten Abstand 3-mal wiederholen.

Den Höchstwert der Geschwindigkeit als Höchstgeschwindigkeit festhalten.

Siehe Bild 1 für die Prüfanordnung.



Legende

- 1 UA
- 2 Geschwindigkeitsmessgeräte

Bild 1 — Prüfanordnung für die Array-Vorbeiflug-Prüfung (Draufsicht mit 3 Geräten)

4.2.2.1.3 Bildzahl

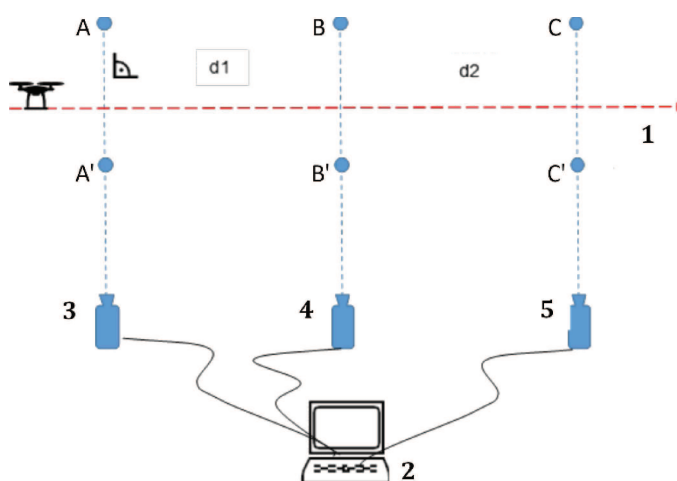
Eine Mittellinie mit einer Länge $D = d1 + d2$ von mindestens 160 m und sechs Landmarken A, A', B, B' und C, C' festlegen, wobei die Eckpunkte eines Pfades der Länge D und der Breite $W = D/10 \pm 10\%$ entlang der Mittellinie markiert werden (Bild 2). Den Abstand D zwischen den Landmarken A und B sowie B und C mit einer Messunsicherheit von 2 % messen.

Die Landmarken A, A', B, B', C, C' werden als Leitlinien für den Piloten deutlich auf dem Boden gekennzeichnet. Kennzeichnungen der Mittellinie (z. B. Leuchten) können zusätzlich als Leitlinien für den Piloten verwendet werden. Bestätigen, dass der Bereich auf beiden Seiten der Messstrecke frei von Hindernissen ist, um eine sichere Beschleunigung und Verzögerung des UA zu ermöglichen.

3 Videokameras mit einer Bildwiederholrate von mindestens 50 Bildern pro Sekunde (fps, en: frames per second) einrichten. Die Videodateien müssen synchronisierte Zeitstempel mit einer Auflösung von mindestens 0,1 s aufweisen, oder synchronisierte Zeitgeber müssen im Sichtfeld aller Kameras sichtbar sein.

Eine Kamera in Reihe mit den Landmarken A und A', eine Kamera in Reihe mit den Landmarken B und B' und eine Kamera in Reihe mit den Landmarken C und C' platzieren, so dass die entsprechenden Landmarken sowie der Luftraum oberhalb der Landmarken mindestens bis zur Flughöhe des UA im Sichtfeld liegen.

Alternativ eine der Bodenkameras durch die Drohnenkamera ersetzen und vor der Prüfung die Genauigkeit der Bildzahl der Drohnenkamera prüfen.



Legende

- 1 Flugrichtung
- 2 PC
- 3 Kamera 1
- 4 Kamera 2
- 5 Kamera 3

Bild 2 — Feldprüfungsanordnung für die Bildzählung (Draufsicht)

- 1) Die Aufzeichnung bei allen Kameras starten. Die Kameras müssen nicht gleichzeitig gestartet werden.
- 2) Das UA wird vom Piloten in einem stabilen Flug oder Schwebflug über der Verlängerung der Mittellinie in einer Entfernung von mindestens 150 m von der ersten Landmarke gesteuert. Der Fernpilot erhöht allmählich entlang der Verlängerung der Mittellinie die geforderte Geschwindigkeit bis zur Höchstgeschwindigkeit, so dass die Mittellinie von einem Punkt zwischen A und A' bis zu einem Punkt zwischen C und C' mit der für einen sicheren Flug bei voller Geschwindigkeit erforderlichen Prüfhöhe von mindestens 5 m überflogen wird.
- 3) Zur Berücksichtigung der Windgeschwindigkeit die Messung mindestens 6-mal in entgegengesetzten Richtungen durchführen. Bei allen Flugprüfungen wird die Windgeschwindigkeit und -richtung aufgezeichnet.
- 4) Die Videos aller Kameras abrufen.

- 5) Für alle Kameras das Bild bestimmen, bei dem das UA die Verbindungen zwischen den Landmarken A und A', B und B' bzw. C und C' überfliegt, und die genauen Zeiten t_1 , t_2 und t_3 des Zeitstempels oder Zeitgebers aufzeichnen.
- 6) Für jeden der Prüfflüge die Höchstgeschwindigkeit des UA berechnen: $V_{\max 1} = d_1 / (t_2 - t_1)$ und $V_{\max 2} = d_2 / (t_3 - t_2)$. Wenn die in den beiden Segmenten gemessene Geschwindigkeit steigt und sich zeigt, dass sich die Geschwindigkeit während des Vorbeiflugs erhöht hat, die Prüfung mit einem größeren Abstand zur ersten Landmarke wiederholen, bis die gemessene Geschwindigkeit innerhalb von $\pm 0,5$ m/s liegt.
- 7) Den Höchstwert der Geschwindigkeit als maximale Grundgeschwindigkeit und den Durchschnittswert aller Flüge als maximale Fluggeschwindigkeit festhalten.

4.2.2.1.4 Globales Navigationssatellitensystem (GNSS)

Dieses Verfahren kann für jede Konfiguration verwendet werden und muss im Außenbereich durchgeführt werden. Für die Messung sollte ein GNSS-Empfänger verwendet werden, der extern und unabhängig von den UA-Systemen ist und der den in Anhang B beschriebenen Kriterien entspricht. Der gewöhnlich im UA installierte Empfänger darf nur verwendet werden, wenn die Nutzlastkapazität nicht für einen externen Empfänger ausreicht und der an Bord befindliche Empfänger die Validierung nach Anhang B besteht.

Es ist zulässig, den Sensor mit der vom UA bereitgestellten Stromversorgung zu betreiben, wenn die Stromversorgung die vom Hersteller des GNSS festgelegten Grenzwerte einhält und nachgewiesen ist, dass die Messergebnisse nicht von Abweichungen und Schwankungen der Stromversorgung beeinflusst werden.

Überprüfungen vor der Prüfung und Konfiguration:

- I) das UA am Startpunkt platzieren. Dieser muss sich im Außenbereich und in einer offenen Umgebung befinden, um eine unbehinderte Sicht auf die Satelliten zu ermöglichen. Der Mindesthöhenwinkel muss größer als 15° sein;
- II) überprüfen, dass die Gesamtanzahl der für die Bestimmung der Navigationsauflösung verwendeten Satelliten aller globalen Konstellationen größer als 6 ist;
- III) den GNSS-Empfänger die Position berechnen lassen, ohne das UA zu bewegen (dies kann 15 min oder länger dauern);
- IV) überprüfen, dass die für die Messperiode berechnete horizontale Grenzabweichung (h_{Acc}) weniger als 3 m (95 % Perzentil) beträgt.

Die Prüfung selbst besteht aus den folgenden Schritten:

- 1) den Sendevorgang starten, falls verfügbar;
- 2) die Datenaufzeichnung aktivieren;
- 3) 30 s warten;
- 4) auf die Prüfhöhe für einen sicheren Flug bei voller Geschwindigkeit steigen, mindestens 5 m.
- 5) Dem UA den Befehl geben, sich horizontal zu bewegen und auf volle Geschwindigkeit zu beschleunigen.
- 6) Nach dem Erreichen der Höchstgeschwindigkeit die Geschwindigkeit für mindestens 5 s halten.
- 7) Das UA landen.
- 8) Die aufgezeichneten Werte abrufen und bewerten.

- 9) Die Logdateien prüfen, um zu verifizieren, dass die Höchstgeschwindigkeit erreicht und mindestens 5 s lang beibehalten wurde.
- 10) Die Durchschnittsgeschwindigkeit während der Messperiode von 5 s bestimmen.

4.2.2.1.5 Windkanal

Die Windkanalprüfung ist ein mögliches alternatives Prüfverfahren, wenn die Anforderungen an Grundgeschwindigkeit und Fluggeschwindigkeit sowie die Eigenschaften des UA, einschließlich der Sensoren, in Bezug auf die Geschwindigkeit berücksichtigt werden.

4.2.3 Annahmekriterien

- (1) Durch Überprüfung der Herstelleranweisungen verifizieren, dass die Höchstgeschwindigkeit angegeben ist.
- (2) Verifizieren, dass die angegebene Höchstgeschwindigkeit 19 m/s nicht überschreitet.
- (3) Verifizieren, dass die gemessene Geschwindigkeit im Horizontalflug das angegebene Maximum mit einer Toleranz von 3 % nicht überschreitet.

4.3 Maximal erreichbare Höhe

Um die Konformität mit dieser Anforderung nachzuweisen, 5.3.1, Anforderung (1), das zugehörige Verifizierungsverfahren nach 5.3.2.1 und die Annahmekriterien nach 5.3.3 (1) anwenden.

ANMERKUNG Alle Unterabschnitte, die sich auf die wählbare Höhe beziehen, sind für diesen Unterabschnitt nicht relevant.

4.4 Sicher steuerbar

4.4.1 Allgemeines

Um die Konformität mit dieser Anforderung nachzuweisen, die Anforderungen und Verifizierungsmethodik in 6.3.1 und 6.3.2 anwenden.

ERINNERUNG — 4.4 gilt nicht für UAS, die Spielzeuge im Sinne der Richtlinie 2009/48/EG über die Sicherheit von Spielzeug sind.

4.4.2 Annahmekriterien

Es gelten die in 6.3.3 angegebenen Annahmekriterien (1) bis (7). Anstelle des in 6.3.3 angegebenen Annahmekriteriums (8) gilt das folgende Annahmekriterium:

- (1) Konformität mit der Anforderung an die Handhabungsqualität. Verifizieren, dass der Betrieb:
 - a) im automatischen Nennmodus eine HQR von 3 hat,
 - b) im halbautomatischen Nennmodus eine HQR von mindestens 3 hat,
 - c) im manuellen Direktflugsteuerungs-Nennmodus eine HQR von mindestens 3 hat,
 - d) in jedem eingeschränkten oder eingedämmten Einzelfehlerfall in einem beliebigen Modus eine HQR von mindestens 2 hat.

4.5 Minimierung der Verletzung von Personen²

4.5.1 Anforderungen an Leistung und Konstruktion

4.5.1.1 Einleitung

Die betrachteten Verletzungen sind solche, die Personen durch Schnittwunden aufgrund scharfer Kanten oder Ecken oder durch Aufprall des UA zugefügt werden.

In diesem Unterabschnitt wird der Begriff „scharfe Kante“ für „scharfe Ecke und Kante mit einem Expositionspfad“ verwendet.

Es gelten die Definitionen für die Schärfe von Kanten nach EN 71-1:2014+A1:2018, 4.7 (Kanten) zusammen mit A.8 und 8.11 (Schärfe von Kanten). Gleichmaßen sind die Definitionen von scharfen Spitzen nach EN 71-1:2014+A1:2018, 4.8 (Spitzen und metallische Drähte) zusammen mit A.9 und 8.12 (Schärfe von Spitzen) zu verwenden.

Vorder- und Hinterkanten von Propellern sind für die beabsichtigte Funktion unvermeidbar und müssen als scharfe funktionsbedingte Kanten nach EN 71-1:2014+A1:2018, 4.7d betrachtet werden, und der Nutzer muss auf die davon ausgehende potentielle Gefahr aufmerksam gemacht werden.

Darüber hinaus werden in Anhang A einige allgemeine Empfehlungen gegeben, wie durch die Konstruktion die Wahrscheinlichkeit und Auswirkung von Schnittwunden reduziert werden kann, und der Hersteller sollte die Leitlinie zur Drohnenkonstruktion auf Basis von Studienergebnissen zum Schweregrad von Drohnenkollisionen berücksichtigen (12).

4.5.1.2 Scharfe Kanten an Teilen, die keine Propeller sind

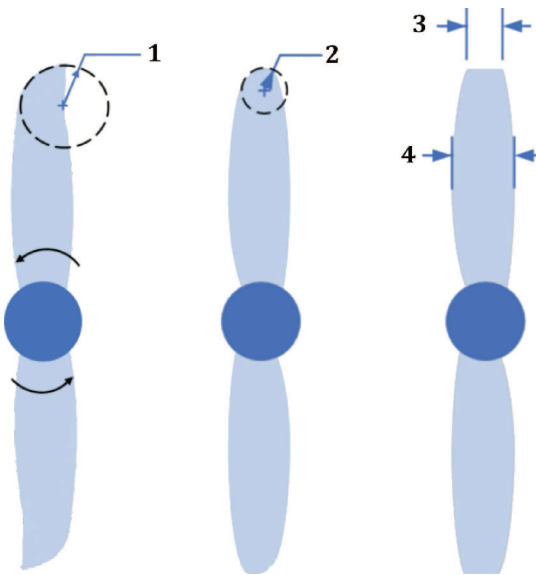
(1) Es dürfen sich in keiner Flugkonfiguration scharfe Kanten und Spitzen mit einem Expositionspfad an anderen Teilen als den Propellern des UA befinden, wobei alle Zubehörteile und Nutzlasten zu betrachten sind, die zusammen mit dem UAS in den Handel gebracht werden.

4.5.1.3 Propeller

(2) Propeller müssen ohne scharfe Kanten und scharfe Spitzen konstruiert sein; dies gilt insbesondere für die Propellerspitze, die bei stillstehendem Propeller Stich- und Schnittverletzungen und bei sich drehendem Propeller Schnittverletzungen durch einen möglicherweise wiederholten Kontakt mit der Spitze oder durch Kontakt mit der Vorderkante verursachen könnte. Propellerflügel dürfen nicht aus Metall gefertigt sein. Zu diesem Zweck wird jeder der folgenden Gestaltungsgrundsätze als konform betrachtet:

- a) ein asymmetrischer Propeller darf keinen Vorderkantenradius $R_{\text{leading edge}}$ von weniger als 1 mm haben (Bild 3, links);
- b) eine abgerundete Propellerspitze darf keinen Radius R_{tip} von weniger als 1 mm haben (Bild 3, Mitte);
- c) eine quadratische Propellerspitze muss eine Spitzensehne c_{tip} von mehr als 2 mm oder $\frac{c_{\text{tip}}}{c_{\text{max}}} > 30\%$ der maximalen Propellersehne c_{max} haben, je nachdem, welcher Wert größer ist (Bild 3, rechts);
- d) faltbare Propeller können mit einer beliebigen Spitzenform konstruiert sein, aber ohne überstehende Teile an der Vorderkante, und sie müssen so konstruiert sein, dass sie sich bei Kontakt zusammenfallen;

² ERINNERUNG — 4.5 gilt nicht für UAS, die Spielzeuge im Sinne der Richtlinie 2009/48/EG über die Sicherheit von Spielzeug sind.



Legende

- 1 $R_{\text{leading edge}}$
- 2 R_{tip}
- 3 c_{tip}
- 4 c_{max}

Bild 3 — Propellergeometrie

- e) nur bei einem Starrflügler-UA muss der Propeller ein Druckpropeller sein, um Personen vor Schnittverletzungen beim Aufprall des UA zu schützen (siehe Bild 4).

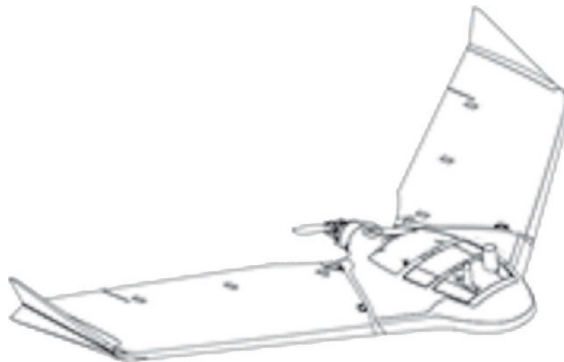


Bild 4 — Starrflügler-Druckpropellerkonstruktion

4.5.1.4 Kollisionssicherheit

(3) Keine während des Betriebs auftretender Beschädigung des UA, einschließlich einer möglichen Kollision, darf zu einem Feuer oder einer Explosion führen.

4.5.2 Verifizierungsverfahren

4.5.2.1 Anforderung (1) – Scharfe Kanten an Teilen, die keine Propeller sind

- In der technischen Dokumentation präzise alle Konfigurationen des UA im Flugmodus beschreiben, wobei alle Zubehörteile und Nutzlasten zu berücksichtigen sind, die zusammen mit dem UAS in den Handel

gebracht werden (abnehmbare Schutzeinrichtungen sollten berücksichtigt werden, wenn die Schutzeinrichtungen mögliche scharfe Kanten/Spitzen aufweisen).

- Alle möglicherweise scharfen Kanten und Spitzen identifizieren und nachweisen, dass diese entweder nicht scharf sind oder keinen Expositionspfad haben. Zu diesem Zweck gilt Folgendes:
 - die Definitionen der Schärfe von Kanten, die in EN 71-1:2014+A1:2018, 4.7 (Kanten) angegeben sind, zusammen mit A.8 und 8.11 (Schärfe von Kanten);
 - die Definition von scharfen Spitzen, die in EN 71-1:2014+A1:2018, 4.8 (Spitzen und metallische Drähte) definiert ist, zusammen mit A.9 und 8.12 (Schärfe von Spitzen);
 - der Nachweis, dass die scharfen Kanten oder Spitzen sich nicht im Expositionspfad befinden, muss nach EN 71-1:2014+A1:2018, 8.10 erfolgen.

4.5.2.2 Anforderung (2) – Propellergeometrie – Konstruktion der Propellerspitze

4.5.2.2.1 Allgemeines

- Die Konformität der Propellerkonstruktion wird durch eine Überprüfung der Dokumentation (Fertigungszeichnungen) verifiziert
- Die Messung der Maße und des Radius des Propellers, den Typ und den Einbauort des Propellers prüfen.

Alternativ:

- Verifizieren, dass bei Betrieb des UA die sich drehenden Propeller bei einer Kollision keine Verletzung verursachen, wobei das unten beschriebene Prüf- oder Analyseverfahren verwendet wird.

4.5.2.2.2 Aufprallprüfverfahren

4.5.2.2.2.1 Allgemeines

Der Zweck dieser Prüfung ist es, die Interaktion zwischen Propeller und Käfig während des dynamischen Aufpralls zu beobachten, um zu bestimmen, ob die Struktur oder die Propeller während des Aufpralls eine Schnittgefahr darstellen.

Die Prüfung wurde für die maximale horizontale Geschwindigkeit des UA mit der höchstzulässigen Startmasse (MTOM) entwickelt, wobei die implementierten, in den Herstelleranweisungen festgelegten Schutzvorrichtungen zu berücksichtigen sind.

Hochgeschwindigkeitskameras, die mindestens 960 Bilder je Sekunde aufzeichnen, sollten so positioniert werden, dass sie eine Draufsicht und eine Seitenansicht des Aufpralls aufzeichnen.

Der Aufprallblock muss aus EPP mit 30 g/l hergestellt und mit einer künstlichen Haut mit einer Zähigkeit von 2 N bedeckt sein, um zu bestimmen, ob die Oberfläche durch einen Propelleraufprall eingeschnitten werden kann.

4.5.2.2.2.2 Lineares Aufprallprüfverfahren für Starrflügler-UA

Diese Prüfung darf als Flugprüfung durchgeführt werden.

Die linearen Aufprallprüfungen müssen durchgeführt werden, während das UA einen Anstell-/Prüfwinkel zum Schwerpunkt zwischen der vorderen Achse des UA und der Flugrichtung aufweist, der basierend auf der Bewertung des Herstellers im Falle eines Aufpralls am wahrscheinlichsten ist. Zum Zweck dieser Prüfung sollte die vordere Achse des UA mit der Rotationsachse des Propellers ausgerichtet sein.

Wenn das UA auf einem Schlitten oder einer Halterung montiert wird, dann muss es so fixiert werden, dass es sich in Aufwärtsrichtung von der Befestigung lösen kann. Alternativ darf es sich zusammen mit dem Schlitten oder der Halterung von der Schiene lösen, vorausgesetzt, die Gesamtmasse von UA und Schlitten oder Halterung ist gleich der MTOM.

Diese Prüfung muss 2-mal durchgeführt werden.

Verifizieren, dass der Aufprallblock keine Einschnitte durch die Propeller aufweist.

4.5.2.2.2.3 Lineares Aufprallprüfverfahren für schwebefähige UA

Diese Prüfung darf als Flugprüfung durchgeführt werden.

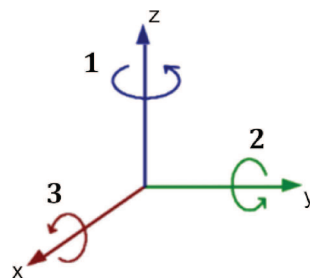
Diese Prüfung muss ausgeführt werden, während das UA einen Gierwinkel aufweist, bei dem einer der Propeller auf einen Punkt zwischen dem Schwerpunkt und dem Aufprallblock ausgerichtet ist.

Die Prüfung muss für jeden Propellertyp wiederholt werden.

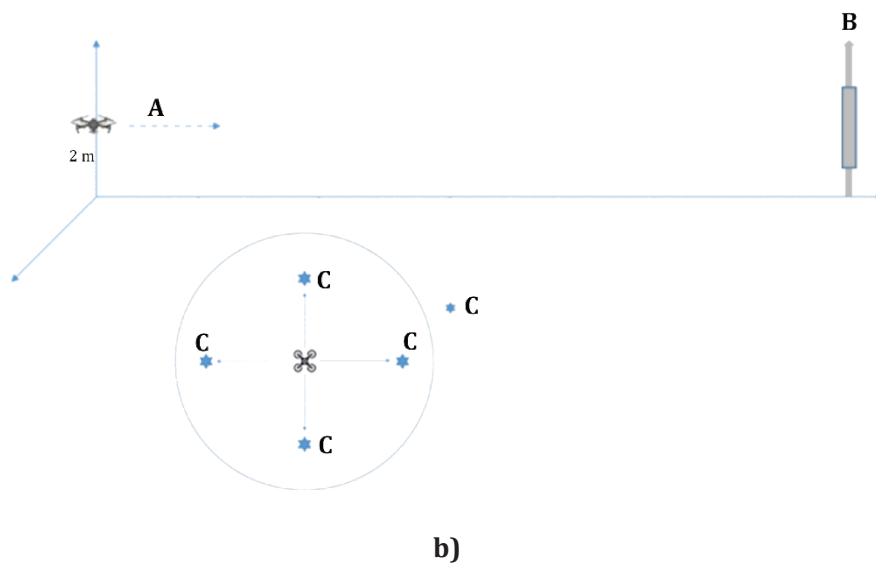
Die Propeller sollten die ersten UA-Bereiche sein, die mit dem Aufprallblock in Kontakt kommen.

Verifizieren, dass der Aufprallblock keine Einschnitte durch die Propeller aufweist.

Siehe Bild 5 für die Prüfanordnung.



a)



Legende

- 1 Gieren
- 2 Nicken
- 3 Rollen
- A Direkter Flug zum Ziel
- B Objekt
- C Objekt

Bild 5 — Aufprallanordnung für Multikopter-UA

4.5.2.2.3 Analytisches Verfahren – Verletzungsindex, basierend auf Ventilatoren

- Die Kategorie der mechanischen Energiequelle nach EN IEC 62368-1:2020, Abschnitt 8 bestimmen.
- Dieses Verfahren gilt nur für Kunststoff-Ventilatorflügel.
- Der wie folgt berechnete Verletzungsindex muss gleich oder kleiner 1 sein:

$\text{Verletzungsindex} = \frac{N}{44\,000} + \frac{K}{7\,200} \leq 1$

Dabei ist:

- K ein Rotationsenergiefaktor, berechnet als $K = 6 \cdot 10^{-7} \cdot (m \cdot r^2 \cdot N^2)$. Die Berechnung des K -Faktors sollte die Propellerkonstruktion berücksichtigen.
- m die Masse (kg) des beweglichen Teils der Ventilatorbaugruppe (Flügel, Welle und Rotor). Bei faltbaren Propellern ist: m die Masse eines einzelnen Flügels in kg.
- r der Radius in mm zwischen der Rotationsachse und der Spitze des Propellerflügels; hierfür könnten technische Dokumente des Herstellers hinzugezogen werden.
- N die Drehgeschwindigkeit des Propellersatzes in Umdrehungen je Minute, bezogen auf $N_{\max}$ (siehe 5.5.1.1).

ANMERKUNG Dieses Verfahren ist konservativer als die anderen, oben beschriebenen Verfahren.

4.5.2.3 Anforderung (3) – Kollisionssicherheit

Das Nichtauftreten von Explosionen oder Feuer im Fall einer UA-Kollision nach dem folgenden Verfahren verifizieren.

Die Prüfung muss nach den folgenden Spezifikationen durchgeführt werden:

Die Fallhöhe muss ausreichen, um sicherzustellen, dass das UA seine Höchstgeschwindigkeit nach 4.2 oder eine Geschwindigkeit von 19 m/s erreicht, je nachdem, welcher Wert niedriger ist.

Ohne Analyse ist eine Fallhöhe von 20 m annehmbar³. Wenn das UA seine Endgeschwindigkeit, die niedriger als 19 m/s sein darf, aus einer niedrigeren Höhe als 20 m erreicht, dann ist die niedrigere Höhe ausreichend.

Wenn mehr als eine Fallbedingung möglich ist, muss die kritischste gewählt werden. Die Kollisionsprüfung muss mit der maximalen Masse durchgeführt werden, die mit der entsprechenden installierten Batteriekonfiguration erreichbar ist. Diese Masse darf niedriger als die MTOM sein.

Wenn die Ergebnisse nicht eindeutig sind oder nicht in einem Prüffall kombiniert werden können, muss für jeden Prüffall eine eigene Kollisionsprüfung durchgeführt werden. Es ist annehmbar, eine spezielle Firmware für die Durchführung der Kollisionsprüfung zu verwenden.

Das UA sollte auf eine horizontale Fläche fallen gelassen werden, die aus Beton oder einem unnachgiebigen Werkstoff besteht.

Der Prüfkörper muss nicht neu gefertigt sein und darf repariert sein, vorausgesetzt, die Reparatur wurde nach den vom Hersteller bereitgestellten Reparaturanweisungen durchgeführt. Ein UA oder eine Batterie, die bereits einer linearen Aufprallprüfung oder einer Fallprüfung nach EN IEC 62368-1:2020 unterzogen wurde, darf nicht für die Kollisionsprüfung wiederverwendet werden.

Die Konfiguration des Prüfkörpers einschließlich der Firmware-Konfiguration muss aufgezeichnet werden.

Die Prüfung muss mit einer Videokamera aufgezeichnet werden, die mindestens 60 Bilder je Sekunde aufzeichnet und so positioniert ist, dass sie eine Seitenansicht des Aufpralls aufzeichnet. Es wird empfohlen, Hochgeschwindigkeitskameras zu verwenden, die mindestens 960 Bilder je Sekunde aufzeichnen.

Die Batterien müssen vollständig geladen sein. Die Prüfung muss unmittelbar nach dem Entfernen der Batterien aus dem Ladegerät durchgeführt werden, außer der Hersteller hat ein Mindestzeitintervall zwischen dem Ende der Aufladung und der Flugbereitschaft angegeben.

Das UA muss mit eigener Kraft zur Fallposition geflogen werden, und die Fallprüfung muss innerhalb von 10 s nach Erreichen der vorher festgelegten Fallposition eingeleitet werden. Alternativ darf das UA nach 10 s von einer externen Prüfhaltung fallen gelassen werden, während das System eingeschaltet ist.

4.5.3 Annahmekriterien

(1) Es existiert keine scharfe Kante/Spitze mit einem Expositionspfad bei beliebiger Flugposition des UA, unter Berücksichtigung aller Zubehörteile und Nutzlasten, mit denen es in den Handel gebracht wird.

(2) Die Propellerkonstruktion entspricht den konstruktiven Anforderungen für Propellerspitzen, oder es wird alternativ durch Prüfung oder Analyse nachgewiesen, dass die sich drehenden Propeller im Fall eines Aufpralls keine Verletzung verursachen.

(3) Während der Kollisionssicherheitsprüfung ist keine Explosion und kein Feuer aufgetreten.

3 Ohne Berücksichtigung des Luftwiderstands ist die potentielle Energie bei der Fallhöhe gleich der kinetischen Energie beim Aufprall auf den Boden, daher gilt $h = v^2 / 2g \sim 20 \text{ m}$.

4.6 Energieversorgung⁴

4.6.1 Anforderungen an Leistung und Konstruktion

(1) Die Energieversorgung des UA muss elektrisch erfolgen, und es dürfen sich keine fossilen Energiequellen an Bord befinden.

4.6.2 Annahmekriterien

(1) Durch eine Konstruktionsprüfung des UA verifizieren, dass das UA nur mit elektrischer Energie angetrieben wird und dass sich keine fossilen Energiequellen an Bord befinden.

4.7 Follow-Me-Modus

4.7.1 Anforderungen an Leistung und Konstruktion

Wenn das UA mit einem Follow-Me-Modus ausgestattet ist und wenn diese Funktion aktiviert ist:

(1) muss das UA dem Fernpiloten mit einem Abstand folgen, der 50 m nicht überschreitet;

(2) darf bei einem Überschreiten des Abstands von 50 m zwischen UA und Fernpilot die Steuereinheit einen Alarm ausgeben, und das UA muss anhalten und seine letzte Position beibehalten oder in einen ausfallsicheren Modus schalten, der in den Herstelleranweisungen definiert ist;

(3) darf bei einem Abstand von mehr als 50 m zwischen UA und Fernpilot das UA den Follow-Me-Modus nicht aktivieren. Bei einem Abstand von weniger als 50 m zwischen UA und Fernpilot darf das UA den Follow-Me-Modus nicht automatisch wieder aufnehmen;

(4) muss der Fernpilot in der Lage sein, die Kontrolle über das UA wiederzuerlangen.

Für die Flugmanöver und Übergänge sollte die HQ-Einstufung bestimmt und nach 6.3.3 bewertet werden.

4.7.2 Verifizierungsverfahren

4.7.2.1 Einleitung

Das UA-System muss so eingerichtet werden, dass der Fernpilot einfach auf eine Geschwindigkeit V_{TG} beschleunigen und sie aufrechterhalten kann; diese muss um 10 km/h höher als die vom Hersteller für den Follow-Me-Modus festgelegte maximale Grundgeschwindigkeit des UA $V_{UA,max}$ sein.

Die Prüfung muss auf einer Straße oder einer ähnlichen gepflasterten Strecke stattfinden, auf der sich keine Hindernisse befinden, die die Funkübertragung und die Sichtverbindung behindern, und auf der das Fahrzeug des Piloten sicher auf eine Geschwindigkeit beschleunigen und diese für mehr als 0,5 min beibehalten kann, die der vom Hersteller für den Follow-Me-Modus angegebenen Geschwindigkeit plus 10 km/h – üblicherweise 80 km/h – entspricht. Die Eignung muss vor der Durchführung der Prüfung überprüft werden.

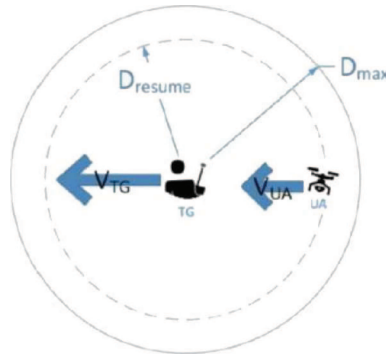
Es wird die Nutzung einer ovalen oder kreisförmigen Rennstrecke empfohlen (Bild 7). Bei Nutzung einer kreisförmigen Rennstrecke sollte der Durchmesser mehr als $3 \times D_{max}$ betragen.

Die Prüfung muss auf Video aufgezeichnet werden. Der Abstand zwischen UA und Fernpilot muss durch nachträgliche Verarbeitung der UA-Positionen bestimmt werden, die vom On-Board-GNSS-Empfänger geliefert werden, sowie der Position des Fernpiloten, die vom mit seinem Standpunkt verbundenen GNSS-Empfänger geliefert wird.

4 ERINNERUNG — 4.6 gilt nicht für UAS, die Spielzeuge im Sinne der Richtlinie 2009/48/EG über die Sicherheit von Spielzeug sind.

Um zu bestimmen, ob die sich aus den Logdateien ergebenden Abstandsmessungen zu nutzbaren Ergebnissen führen, werden statische und dynamische Messungen nach Anhang B durchgeführt.

Siehe Bild 6 für die Prüfanordnung.



Legende

UA	Unbemanntes Luftfahrzeug	V_{TG}	Grundgeschwindigkeit des Ziels
TG	Pilot („Ziel“)	V_{UA}	Grundgeschwindigkeit des UA $\leq V_{UA, \max}$
$D_{\max}$	Maximaler Abstand zwischen UA und Ziel, bei dem der Follow-Me-Modus gestoppt wird; darf 50 m nicht überschreiten	$V_{UA, \max}$	Maximale Grundgeschwindigkeit des UA im Follow-Me-Modus, darf 19 m/s nicht überschreiten
D_{resume}	Maximaler Abstand zwischen UA und Ziel, bei dem der Follow-Me-Modus wieder aufgenommen wird		

Bild 6 — Begriffe und Anordnung

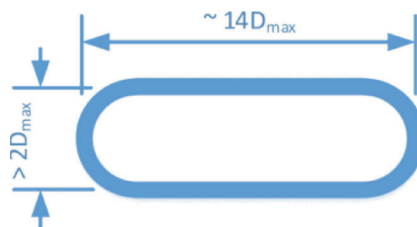


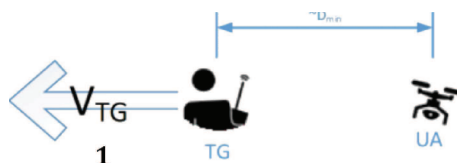
Bild 7 — Ovale Rennstrecke

ANMERKUNG Die in runden Klammern {} angegebenen Werte dienen als Leitlinien unter der Annahme $V_{UA, \max} = 19 \text{ m/s}$.

4.7.2.2 Anforderung (1) – Verfolgen des Fernpiloten

- Verifizieren, dass das UA einen Abstand D von nicht mehr als $D_{\max} \leq 50 \text{ m}$ zum Fernpiloten einhält, während sich der Fernpilot vom stabilen UA bei eingeschalteter Follow-Me-Funktion mit einer Geschwindigkeit und unter Bedingungen entfernt, die innerhalb der vom Hersteller definierten Grenzwerte liegen.

Die Prüfung beginnt beim Stillstand des Fernpiloten und dem Stillstand des UA in einer Position, deren Abstand zum Fernpiloten so nah wie vom Hersteller zugelassen ist, mit einer Mindesthöhe von $2 \text{ m} \pm 0,5 \text{ m}$ in entgegengesetzter Richtung zur vorgesehenen Prüfrichtung (Bild 8 und Bild 9).



Legende

- 1 Vorgesehene Prüfrichtung

Bild 8 — Position des Fernpiloten und des UA bei Beginn der Prüfung

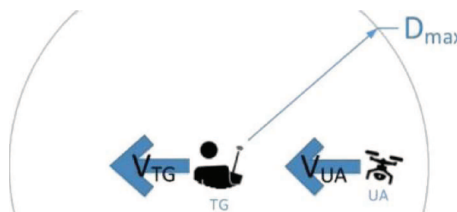


Bild 9 — Prüfung mit Verfolgung des Fernpiloten

- 1) Der Fernpilot (TG) beschleunigt auf eine Geschwindigkeit von nicht mehr als $V_{UA,max}$ {40 km/h bis 50 km/h}.
- 2) Der Fernpilot (TG) behält die Geschwindigkeit mindestens 2 min lang bei.
- 3) Bis zum Stopp abbremsten.

Falls das UA nicht folgen kann, die Prüfung mit bis auf $\frac{1}{2} V_{UA,max}$ verlangsamer Geschwindigkeit wiederholen.

4.7.2.3 Anforderung (2) – Verfolgen des Fernpiloten stoppen

- Anhand der im Folgenden beschriebenen Prüfung verifizieren, dass, wenn der Fernpilot sich mit einer höheren als der in den Herstelleranweisungen definierten maximalen Geschwindigkeit vom UA entfernt, das UA bei einem Abstand D von mehr als $D_{max} \leq 50$ m vom Fernpiloten stoppt und bei seiner letzten Position bleibt, oder dass es in den in den Herstelleranweisungen definierten ausfallsicheren Modus wechselt.

Die Prüfung beginnt beim Stillstand des Fernpiloten und dem Stillstand des UA in einer Position, deren Abstand zum Fernpiloten so nah wie vom Hersteller zugelassen ist, mit einer Mindesthöhe von $2\text{ m} \pm 0,5\text{ m}$ in entgegengesetzter Richtung zur vorgesehenen Prüfrichtung (Bild 10).

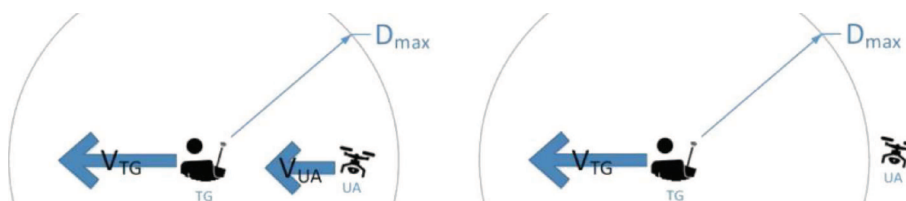


Bild 10 — Follow-Me-Modus Fluchtprüfung

- 1) Auf eine Geschwindigkeit von mehr als $V_{UA,max} + 10\text{ km/h}$ {80 km/h} beschleunigen.
- 2) Die Geschwindigkeit beibehalten, bis das UA die Verfolgung einstellt.
- 3) Den Abstand D zwischen UA und Fernpilot sowie die Geschwindigkeit aufzeichnen.

- 4) Bis zum Stopp abbremsen.
- 5) Für die Beurteilung den letzten Abstand aufzeichnen, bevor das UA abzubremsen beginnt.

4.7.2.4 Anforderung (3) – Verfolgen des Fernpiloten wieder aufnehmen

- Mithilfe der im Folgenden beschriebenen Prüfung verifizieren, dass das UA bei einem Abstand D von mehr als $D_{\max} \leq 50$ m zwischen UA und Fernpilot den Follow-Me-Modus nicht wieder aufnimmt.
- Diese Prüfung für Anforderung (3) unmittelbar nach der Prüfung in 4.7.2.3 „Anforderung (2) – Verfolgen des Fernpiloten stoppen“ durchführen.

Die Prüfung beginnt beim Stillstand des Fernpiloten und dem Stillstand des UA in einer Position in einem Abstand D von mehr als $D_{\max} \leq 50$ m zwischen UA und Fernpilot, mit einer Mindesthöhe von $2 \text{ m} \pm 0,5 \text{ m}$ in der vorgesehenen Prüfrichtung (Bild 11).

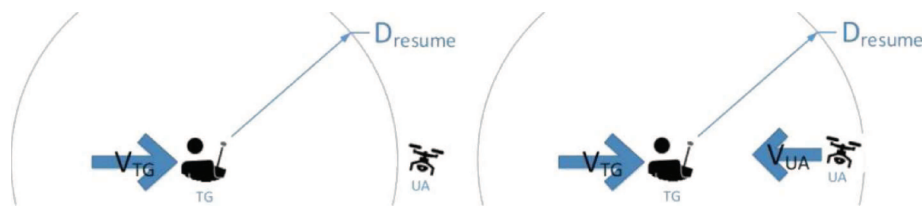


Bild 11 — Follow-Me-Modus — Wiederaufnahmeprüfung

- 1) Verifizieren, dass das UA den Follow-Me-Modus nicht manuell aktiviert.
- 2) Auf eine Geschwindigkeit von weniger als $\frac{1}{3} V_{\text{UA, max}}$ {20 km/h bis 25 km/h} in Richtung des UA beschleunigen.
- 3) Die Geschwindigkeit beibehalten, bis der Abstand zwischen UA und Fernpilot weniger als $D_{\max}$ beträgt.
- 4) Verifizieren, dass das UA die Verfolgung nicht automatisch wieder aufnimmt.

4.7.2.5 Anforderung (4) – Abbremsen bis zum Stopp und Wiedererlangen der Kontrolle

Mithilfe der im Folgenden beschriebenen Prüfung verifizieren, dass der Fernpilot die Kontrolle über das UA wiedererlangen kann.

Bei einem Abstand D von nicht mehr als $D_{\max} \leq 50$ m zwischen UA und Fernpilot:

- 1) den Follow-Me-Modus abschalten und in den manuellen Modus umschalten;
- 2) ein manuelles Flugmanöver durchführen, z. B. eine volle Kehrtwende des UA;
- 3) in Richtung des Fernpiloten fliegen und bei einem Abstand zum Fernpiloten, der so klein ist wie vom Hersteller zugelassen, im Schwebflug anhalten.

4.7.3 Annahmekriterien

- (1) Das UA ist dem Fernpiloten in einem Abstand von weniger als $50 \text{ m} \pm 5 \text{ m}$ gefolgt.
- (2) Bei einem Abstand zwischen UA und Fernpilot von mehr als 50 m hat das UA die Verfolgung abgebrochen und seine letzte Position beibehalten oder in einen in den Herstelleranweisungen definierten ausfallsicheren Modus geschaltet.

(3) Bei einem Abstand zwischen UA und Fernpilot von mehr als 50 m hat das UA den Follow-Me-Modus nicht aktiviert. Bei einem Abstand zwischen UA und Fernpilot von weniger als 50 m hat das UA die Verfolgung nicht automatisch wieder aufgenommen.

(4) Der Fernpilot konnte die Kontrolle über das UA wiedererlangen und ausüben, nachdem er vom Follow-Me-Modus in den manuellen Modus umgeschaltet hat.

4.8 Herstelleranweisungen

4.8.1 Anforderungen

Die Anweisungen des Herstellers müssen folgende Angaben enthalten:

- (1) eine Beschreibung der Merkmale des UA;
- (2) eindeutige Gebrauchsanweisungen;
- (3) die betrieblichen Grenzen des UAS;
- (4) eine angemessene Beschreibung aller Risiken in Bezug auf den Betrieb des UAS.

4.8.2 Verifizierungsverfahren

4.8.2.1 Anforderung (1) – Teil A: UAS-Merkmale

— Durch Überprüfung der Herstelleranweisungen verifizieren, dass alle folgenden Punkte abgedeckt sind:

1) Allgemeines:

- a) UAS Klasse C0;
- b) Liste der UA-Konfigurationen und zugehörige Darstellungen;
- c) UA-Masse (mit einer Beschreibung der Referenzkonfiguration) und höchstzulässige Startmasse (MTOM), wie in 4.1.2.2 festgelegt;
- d) Zeichnung der 3D-Ansicht des UA;
- e) maximale Propellerdrehgeschwindigkeit;
- f) Teileliste;
- g) Beschreibung aller Steuereinrichtungen, Schalter, Signale und Bildschirme (falls vorhanden) des UA;
- h) Einbauorte von Sensoren, Leuchten, Antennen usw.;
- i) Liste der UAS-Kombinationen;
- j) Anweisungen, wie zwischen ähnlichen Produkten des gleichen Herstellers und/oder Händlers mit anderen Klassenidentifikatoren unterschieden werden kann;

2) Nutzlast:

- a) Liste der Nutzlasten, die für die Kombination mit dem UAS zugelassen sind, identifiziert durch Hersteller- und Teilenummer, mit Beschreibung von:
 - i) maximaler Abmessung und Gewicht;

- ii) Installationsanweisungen;
 - iii) funktionaler Kompatibilität mit dem UAS, z. B. mit anderen Nutzlastkomponenten;
 - b) ob die Installation von Zubehörteilen und Nutzlasten, die nicht in der Teileliste aufgeführt sind, durch den Hersteller als möglich erachtet wird, die allgemeinen Merkmale solcher zulässigen Zubehörteile und Nutzlasten bezüglich Masse, Abmessungen, Schnittstellen zum UA und andere mögliche Beschränkungen. MTOM-Erklärung oder Betriebsanweisung [siehe 4.1.3 (3)];
- 3) Ausrüstung zur Fernsteuerung des UA:
- a) Beschreibung aller Steuereinrichtungen, Schalter, Signale und Bildschirme an der Steuereinheit;
 - b) Beschreibung der Befehls- und Steuerverbindung, ihrer Frequenz und möglicher Störquellen;
 - c) Beschreibung möglicher anderer Ausrüstungen, die zur Sicherstellung der Flugsicherheit erforderlich sind (z. B. Katapult oder Wiederherstellungssystem);
 - d) Beschreibung der Flugbefehle;
 - e) Liste der Steuereinheiten, die für die Kombination mit dem UAS zugelassen sind, identifiziert durch Hersteller- und Teilenummer, mit den zugehörigen Hardware- und Software-Versionsidentifikatoren;
 - f) Liste der Anwendungen für Mobilgeräte zur Steuerung des UA, einschließlich deren Kompatibilität mit Mobilgerätespezifikationen, Betriebssystemen und Softwareversionen;
 - g) Liste der Risiken im Zusammenhang mit möglichen Eingriffen in die Steuereinheit und Missbrauch der Geräte. Der Text erläutert, wie diese Risiken minimiert werden können, und wird in einer bei allen Außenlichtbedingungen lesbaren Form dargestellt;
 - h) Beschreibung aller Warnmeldungen oder Alarmer, die an der Steuereinheit für den Fernpiloten angezeigt oder bereitgestellt werden (z. B. durch Haptik, Signale), mit Hinweisen, Anweisungen und Verfahren zu ihrer Handhabung;
 - i) Zusatzgeräte wie Virtual-Reality-Headsets oder ähnliche Hilfseinrichtungen, die, wenn sie verwendet werden, dem Fernpiloten zusätzliche Informationen liefern;
- 4) Verlust der Befehls- und Steuerverbindung:
- a) Beschreibung des UA-Verhaltens bei einem Verlust der Datenverbindung: Diese Beschreibung muss die Warnmeldungen und Alarmer für den Fernpiloten beinhalten, die über einen Verlust der Datenverbindung informieren;
 - b) falls ein Verfahren zur Behebung für das UA in diesem Zustand zur Verfügung steht und vom Fernpiloten ausgewählt werden kann, muss eine Beschreibung des wählbaren Verhaltens bereitgestellt werden sowie die Information, wie der Fernpilot das Behebungsverfahren auswählen kann; der Hersteller muss klar beschreiben, bei welchen Bedingungen das Behebungsverfahren ausgewählt und ausgelöst werden kann;
 - c) wenn die Steuerung des UA von GNSS oder anderen externen Funknavigationsmitteln abhängig ist, muss der Hersteller alle benötigten Informationen über die Bedingungen beim Verlust der C2-Verbindung in Zusammenhang mit dem Verlust oder der Verschlechterung solcher Navigationsmittel bis unterhalb der Mindestleistungsstufe, über die Zeitspanne (Timeout), über Warnmeldungen und Alarmer und über das Verhalten des UAS unter solchen Bedingungen bereitstellen;

- d) falls installiert, muss der Hersteller alle benötigten Informationen über die Bedingungen für eine Wiederherstellung der C2-Verbindung, über die dafür benötigte Zeit (Timeout), über Warnmeldungen und Alarmer und über das Verhalten des UAS in den Herstelleranweisungen angeben.

4.8.2.2 Anforderung (2) – Teil B: Betriebsanweisungen

— Durch Überprüfung der Herstelleranweisungen verifizieren, dass alle folgenden Punkte abgedeckt sind:

- 1) gesundheitsrelevante Vorsichtsmaßnahmen für die Besatzung: relevante verbindliche Vorschriften bezüglich gesundheitsrelevanten Anforderungen für die Fernbesatzung im Zusammenhang mit dem UAS-Betrieb;
- 2) Handhabung am Boden: relevante Anweisungen zur vorsichtigen Handhabung des UA und der Ausrüstung zur Fernsteuerung des UA vor und nach dem Flugbetrieb, einschließlich der sicheren Handhabung der Energiespeicher (Batterien), Reinigung und Instandsetzung, Kalibrierung vor dem Flug, Schutzkappen und -abdeckungen, falls vorgesehen;
- 3) Betrieb vor dem Flug:
 - a) Anweisungen für die Vorbereitung des UA auf den Betrieb, einschließlich:
 - i) Grenzwerte für die zulässige Höhe;
 - ii) Definition des Flugpfads in Abhängigkeit von der Bevölkerungsdichte;
 - iii) Vorsichtshinweise zu zusätzlichen örtlichen Beschränkungen, falls vorhanden;
 - b) Leitfaden für eine Checkliste, einschließlich:
 - i) Sicht- und Funktionsprüfung des UA, unter anderem der Strukturen, Motoren, Propeller und der elektrischen Anlage einschließlich Verbindern und Verdrahtung, Antennen;
 - ii) Ausrüstung zur Fernsteuerung des UA, Sicht- und Funktionsprüfungen;
- 4) Flugbetrieb: Anweisungen zum Flugbetrieb, die die Aktionen zur Vermeidung eines versehentlichen Betriebs oder Missbrauchs beschreiben. Dieser Abschnitt muss:
 - a) den Flugbetrieb unter Standardbedingungen beschreiben;
 - b) den Notbetrieb beschreiben, einschließlich des standardmäßigen ausfallsicheren Betriebs;
 - c) Anweisungen für Änderungen bei SW-Aktualisierungen geben, einschließlich Schulung zu neuen/aktualisierten UAS-Funktionen, falls vorhanden;
- 5) Betriebsmodi: Beschreibung aller möglichen Modi;
- 6) Betriebsbedingungen: Anweisungen bezüglich der Betriebsbedingungen für die Nutzung des UAS innerhalb der Auslegungsgrenzen:
 - a) Beschreibung des typischen Flugs in allen möglichen Modi;
 - b) Start- und Landeverfahren;
 - c) Transport und Lagerung des UA, der Ausrüstung zur Fernsteuerung des UA und der Batterien;
- 7) Betrieb nach dem Flug: Anweisungen für die Sichtprüfung auf Schäden, einschließlich Batterien.

4.8.2.3 Anforderung (3) – Teil F: betriebliche Grenzen

— Durch Überprüfung der Herstelleranweisungen verifizieren, dass alle folgenden Punkte abgedeckt sind:

- 1) Geschwindigkeits- und Höhengrenzen (siehe 4.2 und 4.3);
- 2) spezifische Grenzen für den Flug, wie beispielsweise:
 - a) maximale Geländehöhe;
 - b) Fliegen in der Nähe elektromagnetischer Quellen, beispielsweise Hochspannungsleitungen;
 - c) Fliegen in der Nähe hochintensiver Strahlungsfelder, z. B. Hochleistungsradar oder TV-Sendeanennen;
 - d) horizontaler Abstand zu Gebäuden;
- 3) Leistungsgrenzen (sofern zutreffend):
 - a) Abweichungen der Batterieleistung bei verschiedenen Umgebungstemperaturen, Ladezyklen, Haltbarkeitsdauer, Missbrauch;
 - b) Änderung der Flugdauer durch die Installation von Zubehör oder Nutzlasten;
 - c) Änderung des Flugverhaltens beim Vorhandensein externer Nutzlasten;
- 4) Grenzwerte für Umgebungsbedingungen:

Die folgende Liste sollte als Beispiel dienen und nicht als umfassende Liste verstanden werden:

- a) Licht- und Sichtverhältnisse (Tag, Nacht, Morgen- und Abenddämmerung, Nebel, Staub): Betrieb;
- b) Windgrenzwerte: Betrieb;
- c) Höhe: Betrieb, Transport und Lagerung;
- d) Temperatur: Betrieb, Transport und Lagerung, einschließlich batteriespezifischer Schutzmaßnahmen bei niedrigen Temperaturen;
- e) Luftfeuchte: Betrieb, Transport und Lagerung;
- f) Niederschlag (Regen, Eis, Hagel, Nebel): Betrieb;
- g) andere (Gewitter, Vogelschwärme, Sandsturm): Betrieb.

4.8.2.4 Anforderung (4) – Teil G: Beschreibung der Risiken

— Durch Überprüfung der Herstelleranweisungen verifizieren, dass alle folgenden, anwendbaren Punkte abgedeckt sind:

- 1) Risikokategorien:
 - a) Liste der wichtigsten Risiken im Zusammenhang mit dem durch die Verordnung (EU) 2019/947 für die entsprechende UAS-Klasse autorisierten Betrieb und verbindliche Anweisungen für die Betriebssicherheit während:
 - i) des Betriebs vor und nach dem Flug;

- ii) des Flugbetriebs;
 - iii) der Wartungsarbeiten;
 - iv) des Transports;
 - v) der Lagerung;
 - vi) Sicherheitsanweisungen für die Integrität von Software, die möglicherweise während des Datenaustauschs mit externen Geräten für das Herunterladen von Videos, Bildern und SW-Aktualisierungen über das Internet und mithilfe externer Geräte gefährdet sein kann;
- b) Informationen in Bezug auf Datenschutzrechte von Personen, die unbeabsichtigt von vom UAS getätigten Videoaufnahmen und Kamerabildern betroffen sind;
 - c) Anforderung der Registrierung des UAS-Betreibers, wenn das UA mit Sensoren ausgerüstet ist oder ausgerüstet werden kann, die persönliche Daten erkennen können;

2) Schutzvorrichtungen:

- a) Liste aller Schutzvorrichtungen;
- b) Anweisungen, wie Schutzvorrichtungen zu installieren sind und wie ihre ordnungsgemäße Funktionsfähigkeit zu prüfen ist.

4.8.3 Annahmekriterien

- (1) Konformität mit der Anforderung an Merkmale von UAS der Klasse C0.
- (2) Konformität mit der Anforderung an die Betriebsanweisungen.
- (3) Konformität mit der Anforderung bezüglich der betrieblichen Grenzen.
- (4) Konformität mit der Anforderung an die Risikobeschreibung.

4.9 Kennzeichnung

4.9.1 Anforderungen

Die Kennzeichnung muss die folgenden Anforderungen erfüllen:

- (1) es muss die korrekte, von der Europäische Agentur für Flugsicherheit (EASA, en: European Aviation Safety Agency) veröffentlichte Kennzeichnung sein, die auf der EASA-Website verfügbar ist;
- (2) sie muss in der Verpackung gut sichtbar und lesbar gedruckt sein, und der Hersteller sollte die Leitlinie zur Drohnenkonstruktion auf Basis von Studienergebnissen zum Schweregrad von Drohnenkollisionen berücksichtigen.

4.9.2 Verifizierungsverfahren

4.9.2.1 Anforderung (1) – Die richtige Kennzeichnung für Klasse C0

Das mit dem UAS C0 mitgelieferte Dokument entspricht den Dokumenten „EASA Class C0 with camera (EN)“ oder „EASA Class C0 without camera (EN)“ oder „EASA Class C0 toy (EN)“, die auf der Website der EASA in allen europäischen Zielsprachen verfügbar sind.

4.9.2.2 Anforderung (2) – Die Sichtbarkeit der Kennzeichnung

Die Kennzeichnung ist in der Verpackung gut sichtbar und lesbar gedruckt; dies bedeutet:

- die Seitengröße ist mindestens A6;
- das Papiergewicht ist so gewählt, dass die Dicke ausreicht, um die Transparenz zu verringern, die das Lesen erschweren kann;
- unbeschichtetes Papier wird bevorzugt, um Lichtreflexionen zu verhindern, die die Informationen schwer lesbar machen können.

Schwarz-Weiß-Druck ist möglich, aber bei Farbdrukken können die Zeichen in einer oder mehreren Farben gedruckt werden, wodurch sie sich deutlich vom Hintergrund abheben. Für den Text und den Hintergrund dürfen keine ähnlichen Farben verwendet werden, da dies die Lesbarkeit beeinträchtigt.

4.9.3 Annahmekriterien

- (1) Konformität mit der Anforderung an die korrekte Kennzeichnung.
- (2) Konformität mit der Anforderung an die Sichtbarkeit der Kennzeichnung.

5 Produktanforderungen und Konformität für UAS der Klasse C1

5.1 Bodenaufprall

5.1.1 80 Joule

Das 80-Joule-Kriterium ist auf ein UA mit einer MTOM von mehr als 900 g, aber weniger als 25 kg anwendbar, das in der Unterkategorie A1, Klasse C1 betrieben wird.

ANMERKUNG Der Einsatz von Sprengstoffen zur völligen Zerstörung des UA während des Flugs ist kein annehmbares Nachweisverfahren [siehe STANAG 4703, U1412 (e)].

5.1.1.1 Anforderungen an Leistung und Konstruktion

- (1) Die Energie, die im Falle eines Aufpralls des UA auf einen menschlichen Kopf bei Endgeschwindigkeit übertragen wird, darf 80 J nicht überschreiten.
- (2) Beim Nachweis der Konformität mit dieser Anforderung darf kein Fallschirmrettungssystem berücksichtigt werden.
- (3) Der Hersteller muss den Wert der Endgeschwindigkeit und der auf den menschlichen Kopf übertragenen Energie in den Herstelleranweisungen angeben, und ebenso das verwendete Verfahren, die Kombination und Konfiguration, falls zutreffend, und die Masse, für die der Wert bestimmt wurde.

5.1.1.2 Verifizierungsverfahren

5.1.1.2.1 Anforderung (1) – Übertragene Energie

5.1.1.2.1.1 Allgemeines

- Die Endgeschwindigkeit durch Anwendung eines der unten in 5.1.1.2.1.2 beschriebenen Verfahren bestimmen.
- Die im Falle eines Aufpralls des UA mit Endgeschwindigkeit übertragene Energie durch Anwendung eines der unten in 5.1.1.2.1.3 beschriebenen Verfahren bestimmen.

Wenn das UA konfigurierbar ist, dann muss die Bestimmung für jede Kombination des UA mit Zubehörteilen, Nutzlasten und Batterien bestimmt werden, in der das UA in den Handel gebracht wird, und es muss der Höchstwert der kinetischen Energie gewählt werden.

Ohne Validierung (wenn die Endgeschwindigkeit durch rationale Analyse oder durch die Analyse statistischer Daten bestimmt wird) muss ein Sicherheitsfaktor von 1,23 auf die Endgeschwindigkeit angewendet werden³.

5.1.1.2.1.2 Bestimmung der Endgeschwindigkeit

Bestimmung der Endgeschwindigkeit durch Prüfung

Die Prüfungen unter Windbedingungen durchführen, die einer Flaute bis einer sanften Brise entsprechen (nach der Beaufort-Skala Windstärke 0 bis 3, Windgeschwindigkeit 0 km/h bis 19 km/h) und ohne Überschreitung der vom Hersteller festgelegten maximalen Windbedingungen.

Die Endgeschwindigkeit für ein Kontrollverlust-Szenario bestimmen – ein einzelner Motor oder ein Servostellantrieb wird abgeschaltet, damit das UA in den Sinkflug gerät („taumelnder Fall“ bei einer schwebefähigen Konfiguration: Das UA darf mit Mitteln ausgestattet sein, um einen „taumelnden Fall“ zu einem „ebenen Fall“ zu stabilisieren, vorausgesetzt, der zuvor abgeschaltete Motor oder Servostellantrieb wird nicht wieder zugeschaltet).

Das UA muss mit Messgeräten ausgestattet sein, um die Höhe über dem Startpunkt aufzuzeichnen oder zu übertragen, entweder die mit GNSS bestimmte oder die barometrische Höhe, sowie die vertikale Geschwindigkeit, bestimmt entweder mit GNSS, durch Trägheitsnavigation, mit dem Variometer oder durch Differenzierung der barometrischen Höhe während oder nach dem Flug.

Sicherstellen, dass die Masse des UA mit den für die Prüfung erforderlichen On-Board-Messgeräten die MTOM der gewählten Konfiguration um nicht mehr als 5 % überschreitet und dass die Form der Messgeräte die Aerodynamik und den Schwerpunkt des UA nicht verändert.

Bei Verwendung eines Variometers oder Barometers müssen diese mit der rohen GNSS-Vertikalgeschwindigkeit („Abwärtsgeschwindigkeit“) kalibriert werden. Die Prüfung darf mit Messgeräten durchgeführt werden, die Teil der gängigen Ausrüstung des UA in der Kombination sind, wie es in den Handel gebracht wird.

Die Kalibrierung der Messgeräte muss bei einer Flugprüfung vor der Prüfung durchgeführt werden. Wenn die Messgeräte nicht Teil der gängigen Ausrüstung des UA sind, dann darf die Kalibrierung mit einem UA mit ähnlicher Konstruktion oder Aufbau erfolgen.

Es ist nicht erforderlich, die Höhe und vertikale Geschwindigkeit mit einem Zeitstempel aufzuzeichnen.

- 1) Das UA auf die maximale Höhe $H_{\max}$ fliegen (siehe 5.3). Wenn das UA mit einer wählbaren Höhenbeschränkung ausgestattet ist, dann muss es bis zur höchsten Höhe geflogen werden, die nach den in den Herstelleranweisungen angegebenen Anweisungen und Beschränkungen wählbar ist, aber nicht höher als 200 m über dem Startort, andernfalls bis zur maximal möglichen Höhe.
- 2) Das UA stabilisieren:
 - a) ohne Vorwärtsgeschwindigkeit (schwebefähige Konfigurationen); oder
 - b) im Horizontalflug (Höhe $H_{\max} \pm 5$ m) mit einer Fluggeschwindigkeit V_c , wie in den Herstelleranweisungen angegeben.
- 3) Den Fall auslösen.

³ Bestimmt aufgrund eines Sicherheitsfaktors von 1,5 für die resultierende Energie; bei Anwendung auf die Endgeschwindigkeit ergibt sich $\sqrt{1,5} \cong 1,22$.

- 4) Die Endgeschwindigkeit aus den aufgezeichneten Daten als Durchschnittswert der letzten 10 m am Ende des Sinkflugs aus 120 m Höhe oder des maximal möglichen Sinkflugs bestimmen.

Das UA darf aus dem Sinkflug herausgeholt werden, um einen Aufprall auf den Boden zu verhindern. Falls sich die vertikale Geschwindigkeit bis dahin nicht stabilisiert hat, muss die Endgeschwindigkeit aus den aufgezeichneten Daten mittels der kubischen Spline-Extrapolation über die letzten 30 m bestimmt werden.

Die Prüfungen müssen 3-mal wiederholt werden. Wenn die Ergebnisse konsistent und innerhalb einer Grenze von $\pm 10\%$ des Mittelwerts reproduzierbar sind, dann muss der Mittelwert verwendet werden; andernfalls wird die Anzahl der Prüfungen auf mindestens 5 erhöht, und der Höchstwert wird verwendet.

Bestimmung der Endgeschwindigkeit durch rationale Analyse

Für die Berechnung der kinetischen Energie beim Aufprall im Fall eines Kontrollverlusts ist die zu berücksichtigende Masse die höchstzulässige Startmasse, und die verwendete Geschwindigkeit ist die wahrscheinliche Endgeschwindigkeit, d. h.

$$V_t = \sqrt{\frac{2 \, m \, g}{\rho_0 S \cdot C_D}}$$

mit

m = höchstzulässige Startmasse (MTOM) in kg, wie in den Herstelleranweisungen angegeben;

g = Gravitationskonstante $9,81 \, \text{m/s}^2$;

ρ_0 = Dichte der Umgebungsluft auf Meereshöhe $1,23 \, \text{kg/m}^3$;

S = vom Hersteller angegebener Referenzbereich für die Trägheitsberechnung, in m^2 (z. B. in den Herstelleranweisungen angegebene Flügelfläche bei Starrflügler-UA oder Querschnitt des Flugkörpers bei Multikoptern);

C_D = Trägheitskoeffizient; dieser hängt von der Geometrie des Flugkörpers ab und muss vom Hersteller bereitgestellt werden.

- | | |
|-----------------------------|---|
| — Bei Starrflüglern: | minimaler Trägheitskoeffizient in Flugkonfiguration. |
| — Bei Drehflüglern: | Trägheitskoeffizient des Flugkörpers mit stillstehenden Rotoren. |
| — Bei Multikoptern: | Trägheitskoeffizient von Flugkörper und Motorarmen; die Propeller dürfen sich drehen. |
| — Bei Luftschiffen/Ballons: | Trägheitskoeffizient mit soweit eingerissener/entleerter Hülle, dass kein Auftriebsmedium mehr vorhanden ist. |

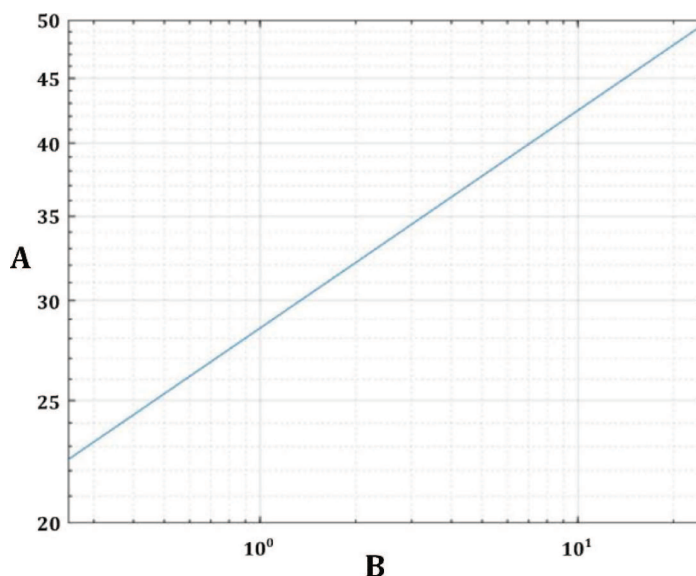
Die Werte müssen innerhalb von $\pm 10 \, \%$ genau sein.

Durch Experimente mit dem UA selbst bestimmte Werte müssen nicht weiter validiert werden.

Durch Experimente mit ähnlichen UA bestimmte Werte erfordern eine Analyse, um die Auswirkungen der Unterschiede zwischen dem UA selbst und dem ähnlichen UA, das zur Bestimmung der experimentellen Werte verwendet wurde, zu bewerten.

Durch Berechnung oder aufgrund von Literatur bestimmte Werte, die explizit nicht durch Prüfungen mit dem UA selbst (oder einem ähnlichen UA) bestimmt wurden, müssen konservativ sein und müssen durch Experimente validiert werden, oder ihre Konservativität muss begründet werden.

Bestimmung der Endgeschwindigkeit aufgrund statistischer Daten



Legende

- A Endgeschwindigkeit (m/s)
B UA-Masse (kg)

**Bild 12 — Endgeschwindigkeit eines UA, das den kontrollierten Flug aus 120 m AGL verlässt
(siehe [10] Bild 6)**

Die Endgeschwindigkeit laut Bild 12 für die entsprechende Masse des UA, die höchstzulässige Startmasse (MTOM) oder bei konfigurierbaren UA die Masse, mit der nach den Angaben in den Herstelleranweisungen die höchste Endgeschwindigkeit erreicht wird, bestimmen.

5.1.1.2.1.3 Auf den menschlichen Kopf übertragene Energie

Der Übertragungsfaktor kann durch Prüfung, durch Simulation oder durch rationale Analysen nach den Angaben in 5.1.1.2.1.2 auf Grundlage von Prüfungen mit Modellen mit ähnlicher Konstruktion und Machart bestimmt werden.

Liegen keine Nachweise vor, dann muss ein Übertragungsfaktor von $f = 100\%$ angenommen werden.

Bestimmung der übertragenen Energie aus der Endgeschwindigkeit

Die maximale kinetische Energie wird bestimmt als:

$$E_{K, \max} = \frac{1}{2} \cdot f \cdot m \cdot V_t^2$$

mit

- f = Übertragungsfaktor = $\frac{\text{auf den Kopf übertragene Energie}}{\text{Gesamtenergie}} \leq 100\%$;
- m = höchstzulässige Startmasse (MTOM) oder bei konfigurierbaren UA die Masse, mit der nach den Angaben in den Herstelleranweisungen die höchste Endgeschwindigkeit erreicht wird;
- V_t = Endgeschwindigkeit.