

Luft- und Raumfahrt

Begriffe, Größen und Formelzeichen der Flugmechanik
 Bewegung des Luftfahrzeuges gegenüber der Luft
 ISO 1151-1 : 1988 modifiziert

DIN
9300
 Teil 1

Aerospace; Concepts, quantities and symbols for flight dynamics; Aircraft motion relative to the air; ISO 1151-1 : 1988 modified

Teilweise Ersatz für
 LN 9300 T1/12.70

Aéronautique et espace; Concepts, grandeurs et symboles pour la mécanique du vol; Mouvement de l'avion par rapport à l'air; ISO 1151-1 : 1988 modifiée

Diese Norm ist durch das Bundesamt für Wehrtechnik und Beschaffung und das Luftfahrt-Bundesamt anerkannt.

Die Internationale Norm ISO 1151-1, 4. Ausgabe 1988-04-15, „Flight dynamics; Concepts, quantities and symbols; Part 1: Aircraft motion relative to the air“, ist mit nationalen Modifizierungen in diese Deutsche Norm übernommen worden, siehe Erläuterungen.

Dem deutschen Text wurden die englische und die französische Fassung der Internationalen Norm gleichberechtigt zugrundegelegt. Für die deutschen Benennungen sind jeweils die dort genormten englischen und französischen Äquivalente angegeben.

Vorhandene Festlegungen der Internationalen Norm wurden inhaltlich nicht verändert. Inhaltliche Zusätze zur Internationalen Norm sind durch unterlegte Rasterung kenntlich gemacht. Festlegungen, die nicht gelten, sind durchgestrichen.

Nationale Fußnoten sind als solche gesondert bezeichnet und nach der jeweiligen Tabelle aufgeführt.

Fortsetzung Seite 2 bis 35

Normenstelle Luftfahrt im DIN Deutsches Institut für Normung e.V.

Jede Art der Vervielfältigung, auch auszugsweise, nur mit Genehmigung des DIN Deutsches Institut für Normung e.V., Berlin, gestattet.

Deutsche Übersetzung mit Modifizierungen

Luft- und Raumfahrt

Begriffe, Größen und Formelzeichen der Flugmechanik

Teil 1: Bewegung des Luftfahrzeuges gegenüber der Luft

Vorwort

Die ISO (Internationale Normenorganisation) ist eine weltweite Vereinigung nationaler Normungsinstitute (ISO-Mitglieds-körperschaften). Die Erarbeitung Internationaler Normen obliegt den Technischen Komitees der ISO. Jede Mitgliedskörperschaft, die sich für ein Thema interessiert, für das ein Technisches Komitee eingesetzt wurde, ist berechtigt, in diesem Komitee mitzuarbeiten. Internationale staatliche und nichtstaatliche Organisationen, die mit der ISO in Verbindung stehen, sind an den Arbeiten ebenfalls beteiligt.

Die von den Technischen Komitees verabschiedeten Entwürfe zu Internationalen Normen werden den Mitgliedskörperschaften zunächst zur Annahme vorgelegt, bevor sie vom Rat der ISO als Internationale Normen bestätigt werden. Sie werden nach den Verfahrensregeln der ISO angenommen, wenn mindestens 75 % der abstimmenden Mitgliedskörperschaften zugestimmt haben.

Die Internationale Norm ISO 1151-1 wurde vom Technischen Komitee ISO/TC 20 „Luft- und Raumfahrzeuge“ erarbeitet.

Diese vierte Ausgabe hebt die dritte Ausgabe (ISO 1151-1 : 1985) auf und ersetzt sie. Sie ist deren technische Überarbeitung: diese vierte Auflage schließt den Entwurf des Zusatzes ISO/DIS 1151/1/DAD1 ein, der 1986 vorgelegt wurde (Hinzufügung eines Formelzeichens in 1.5.4, 1.6.1.3 und 1.6.2.9; neue Abschnitte 1.4.10, 1.4.11, 1.5.10 bis 1.5.13 und 1.10) und ISO/DIS 1151-1/DAD 2, vorgelegt 1986 (Hinzufügung von Anhang B).

Die Anwender sollten berücksichtigen, daß alle Internationalen Normen von Zeit zu Zeit überarbeitet werden, und daß jeder Bezug in diesem Dokument auf irgendeine andere Internationale Norm deren neueste Ausgabe betrifft, wenn nichts anderes angegeben wird.

ISO 1151, Flugmechanik, Begriffe, Größen und Formelzeichen umfaßt zur Zeit sieben Teile:

- Teil 1: Bewegung des Luftfahrzeugs gegenüber der Luft.
- Teil 2: Bewegungen des Luftfahrzeugs und der Atmosphäre gegenüber der Erde.
- Teil 3: Derivative von Kräften, Momenten und ihren Beiwerten.
- Teil 4: Parameter bei der Untersuchung der Stabilität und der Steuerbarkeit von Luftfahrzeugen.
- Teil 5: Bei Messungen verwendete Größen.
- Teil 6: Geometrie des Luftfahrzeugs.
- Teil 7: Flugbetriebspunkte und Flugbereiche.

Die Teile 1, 2 und 6 sind als DIN 9300 Teile 1, 2 und 6 übernommen worden.

Die Normen der Reihe ~~ISO 1151~~ DIN 9300 haben zum Zweck, die hauptsächlichsten Begriffe einzuführen, die wichtigsten Benennungen festzulegen und, soweit es möglich ist, die entsprechenden Formelzeichen anzugeben.

In allen Teilen von ~~ISO 1151~~ DIN 9300 wird mit „Luftfahrzeug“ (en: aircraft, fr: avion) ein für den Flug in der Atmosphäre oder im Raum bestimmtes Fahrzeug bezeichnet. Üblicherweise besitzt es im wesentlichen eine Links-Rechts-Symmetrie in Bezug auf eine Ebene. Diese Ebene wird durch die geometrischen Merkmale des Luftfahrzeugs festgelegt. In dieser Ebene, der Luftfahrzeugbezugsebene (Längsebene), definiert man zwei zueinander orthogonale Richtungen:

- Vorwärtsrichtung von hinten nach vorn und
- Abwärtsrichtung von oben nach unten.

Daraus ergibt sich die Querrichtung auf der Senkrechten zu dieser Ebene.

Ist die Luftfahrzeugbezugsebene die zx -Ebene eines Achsenkreuzes, so heißt die Seite der Bezugsebene, in die die positive y -Achse weist, „Steuerbord“, die andere Seite heißt „Backbord“.

„Steuerbord“ ist die Seite des Luftfahrzeugs, die für einen Beobachter, dessen Füße „abwärts“ („nach unten“) zeigen, und der nach „vorne“ blickt, rechts von der Luftfahrzeugbezugsebene liegt.

Wenn es eine einzige Symmetrieebene gibt, ist sie die Bezugsebene des Luftfahrzeugs.

Wenn es mehr als eine oder gar keine Symmetrieebene gibt, muß eine Bezugsebene eingeführt werden. Im ersten Fall ist die Bezugsebene eine der Symmetrieebenen. Im zweiten Fall wird die Bezugsebene willkürlich gewählt. In beiden Fällen muß die getroffene Wahl angegeben werden.

Drehwinkel, Drehgeschwindigkeiten und Drehmomente um eine Achse sind positiv im Uhrzeigersinn für einen Beobachter, der in die positive Richtung dieser Achse blickt.

Alle Achsenkreuze sind dreidimensionale, orthogonale Rechtssysteme (siehe DIN 1312), das heißt, daß eine positive Drehung um $\pi/2$ (Rechter Winkel) um die x -Achse die y -Achse in die vorher von der z -Achse eingenommene Lage überführt.

Der Schwerpunkt fällt mit dem Massenmittelpunkt zusammen, wenn das Schwerefeld homogen ist. Wenn das nicht der Fall ist, kann der Schwerpunkt in den Definitionen nach den Normen der Reihe ~~ISO 1151~~ DIN 9300 durch den Massenmittelpunkt ersetzt werden. Darauf muß dann hingewiesen werden.

Benummerung der Hauptabschnitte und Abschnitte

Um die Angabe von Verweisen auf einen Hauptabschnitt oder einen Abschnitt zu erleichtern, wurde ein dezimales Benummerungssystem eingeführt, bei dem die erste Ziffer der Nummer des jeweiligen Teils der Reihe ~~ISO 1151~~ DIN 9300 entspricht.

Nationale Anmerkungen

1. Die in dieser Norm aufgeführten Benennungen von Vektoren können nach dem Sprachgebrauch auf deren Beträge übertragen werden; dabei muß gegebenenfalls der Wortteil „vektor“ weggelassen werden. Vektorzeichen werden aus dem Betragszeichen nach DIN 1303 abgeleitet. In dieser Norm werden Formelzeichen für Vektoren durch den übergesetzten Pfeil ($\rightarrow$) gekennzeichnet, Formelzeichen für Matrizen erscheinen **halbfett**.
2. Benennungsteile in runden Klammern () sollen gebraucht werden, wenn sonst Verwechslungsgefahr bestünde.

Inhalt

	Seite
1.0 Einführung	4
1.1 Achsenkreuze	4
1.2 Winkel	6
1.3 Geschwindigkeiten und Winkelgeschwindigkeiten	7
1.4 Massengrößen, Bezugsgrößen und normierte Parameter	9
1.5 Kräfte, Momente, Beiwerte und Lastvielfache	12
1.6 Schub, resultierendes Moment der Antriebskräfte, Flugwerksluftkraft, Moment der Flugwerksluftkraft und ihre Komponenten	18
1.7 Beiwerte der Komponenten des Schubes, des resultierenden Moments der Antriebskräfte, der Flugwerksluftkraft und des Flugwerksluftmoments	20
1.8 Kräfte und Momente im Zusammenhang mit der Steuerung des Luftfahrzeugs	23
1.9 An den Stellgliedern angreifende Kräfte und Momente	28
1.10 Mit der Energie verknüpfte Größen	28
Anhang A Formelzeichen für die Komponenten der Flugwerksluftkraft	33
Anhang B Klassifizierung der Hauptteile der Flugmechanik	33

1.0 Einführung

Dieser Teil von ISO 1151 DIN 9300 enthält grundlegende Definitionen und behandelt die Bewegung des Luftfahrzeugs gegenüber der Atmosphäre, die als ruhend oder in translatorischer Bewegung mit nach Betrag und Richtung konstanter Geschwindigkeit gegenüber der Erde angenommen wird.¹⁾

Das Luftfahrzeug wird als starr angenommen. Jedoch kann die Mehrzahl der Definitionen auch auf ein flexibles Luftfahrzeug übertragen werden.

Bei Berücksichtigung von Veränderungen der Richtung der Vertikalen auf der Oberfläche der Erde (örtliche Richtung der Fallbeschleunigung) sind die bei den betreffenden Abschnitten und Bildern angegebenen Benennungen durch den Zusatz „lokal“ zu ergänzen.

1.1 Achsenkreuze

Nr	Benennung	Definition	Formelzeichen
1.1.1	Erdfestes Achsenkreuz en: Earth-fixed axis system fr: Trièdre terrestre	Achsenkreuz, dessen Ursprung und Achsen erdfest sind und entsprechend den Erfordernissen gewählt werden.	$x_0 y_0 z_0$
1.1.2	Geodätisches Achsenkreuz; Erdlotfestes Achsenkreuz en: Normal earth-fixed axis system fr: Trièdre normal terrestre	Erdfestes Achsenkreuz (1.1.1), dessen z_g -Achse die Richtung der durch den Ursprung abwärts verlaufenden Lotlinie hat. Anmerkung: Die $x_g y_g$ -Ebene dieses Achsenkreuzes ist die Horizontalebene durch den Ursprung des Achsenkreuzes.	$x_g y_g z_g$ ~~$x_0 y_0 z_0$~~
1.1.3	Erdparalleles Achsenkreuz mit körperfestem Ursprung en: Aircraft-carried earth axis system fr: Trièdre terrestre porté par l'avion	Achsenkreuz, in dem jede Achse die gleiche Richtung wie die entsprechende Achse des erdfesten Achsenkreuzes (1.1.1) hat, und dessen Ursprung ein luftfahrzeugfester Punkt ist, üblicherweise der Schwerpunkt.	$x_0 y_0 z_0$
1.1.4	Geodätisches Achsenkreuz mit körperfestem Ursprung; Erdlotfestes Achsenkreuz mit körperfestem Ursprung en: Aircraft-carried normal earth axis system fr: Trièdre terrestre normal porté par l'avion	Achsenkreuz, in dem jede Achse die gleiche Richtung wie die entsprechende Achse des erdloftesten Achsenkreuzes (1.1.2) hat, und dessen Ursprung ein luftfahrzeugfester Punkt ist, üblicherweise der Schwerpunkt.	$x_g y_g z_g$ ~~$x_0 y_0 z_0$~~
1.1.5	Körperfestes Achsenkreuz²⁾ en: Body axis system fr: Trièdre avion Längsachse en: Longitudinal axis fr: Axe longitudinal Querachse en: Transverse axis fr: Axe transversal Hochachse en: Normal axis fr: Axe normal	Luftfahrzeugfestes Achsenkreuz, üblicherweise mit dem Schwerpunkt als Ursprung, das aus folgenden Achsen besteht: Achse ³⁾ in der Bezugsebene (siehe Vorwort) oder, wenn der Ursprung außerhalb dieser Ebene liegt, in der zur Bezugsebene parallelen Ebene durch den Ursprung. Achse senkrecht zur Bezugsebene und positiv nach Steuerbord. Achse, die das Achsenkreuz vervollständigt. Anmerkung: Diese Achse liegt in der Bezugsebene oder parallel zu dieser Ebene. Sie ist positiv zur Unterseite des Luftfahrzeugs orientiert.	$x^{5)}_t$ $y^{5)}_t$ $z^{5)}_t$

²⁾ Üblicherweise fallen die Ursprungspunkte der unter 1.1.5, 1.1.6 und 1.1.7 festgelegten Achsenkreuze zusammen. Ist dies nicht der Fall, so ist eine Unterscheidung der verschiedenen Ursprungspunkte durch geeignete Indizes erforderlich.

Nationale Fußnoten: ³⁾, ⁴⁾ und ⁵⁾ siehe Seite 5

¹⁾ Die Bewegungen der Atmosphäre, die dieser Hypothese nicht entsprechen, werden in einem anderen Teil von ISO 1151 DIN 9300 behandelt.

Nr	Benennung	Definition	Formelzeichen
1.1.6	Aerodynamisches Achsenkreuz; Flugwindfestes Achsenkreuz ²⁾) en: Air-path axis system fr: Trièdre aérodynamique x_a-Achse; Flugwindachse en: x_a-axis; Air-path axis fr: Axe x_a; Axe aérodynamique y_a-Achse; Querkraftachse en: y_a-axis; Lateral air-path axis; Cross-stream axis fr: Axe y_a; Axe latéral aérodynamique z_a-Achse; Auftriebsachse en: z_a-axis; Normal air-path axis fr: Axe z_a; Axe normal aérodynamique	Achsenkreuz, dessen Ursprung ein luftfahrzeug-fester Punkt ist, üblicherweise der Schwerpunkt, und das aus folgenden Achsen besteht: Achse in Richtung und mit Richtungssinn des Fluggeschwindigkeitsvektors (1.3.1). Achse senkrecht zur Flugwindachse und zur nachfolgend definierten z_a-Achse, positiv nach Steuerbord. Achse • in der Bezugsebene oder parallel zur Bezugsebene, wenn der Ursprung außerhalb dieser Ebene liegt, • senkrecht zur Flugwindachse. Die positive Richtung dieser Achse wird so gewählt, daß das Achsenkreuz $x_a y_a z_a$ ein orthogonales Rechtssystem wird.	x_a y_a z_a
1.1.7	Experimentelles Achsenkreuz; Querachsenfestes Achsenkreuz ²⁾) en: Intermediate axis system fr: Trièdre intermédiaire x_e-Achse en: x_e-axis fr: Axe x_e y_e-Achse en: y_e-axis fr: Axe y_e z_e-Achse en: z_e-axis fr: Axe z_e	Achsenkreuz, dessen Ursprung ein luftfahrzeug-fester Punkt ist, üblicherweise der Schwerpunkt, und das aus folgenden Achsen besteht: Projektion der Flugwindachse (1.1.6) auf die Bezugsebene (siehe Vorwort) oder, wenn der Ursprung außerhalb dieser Ebene liegt, auf die zur Bezugsebene parallele Ebene durch den Ursprung. Achse senkrecht zur Bezugsebene und positiv nach Steuerbord. Anmerkung: Diese Achse fällt mit der Querachse (1.1.5) zusammen oder verläuft parallel dazu. Achse, die das Achsenkreuz vervollständigt. Anmerkung: Diese Achse fällt mit der Auftriebsachse (1.1.6) zusammen oder verläuft parallel dazu.	x_e y_e z_e

²⁾ Siehe Seite 4

Nationale Fußnoten:

³⁾ Diese Achse ist nach vorn orientiert (siehe Vorwort).

Als Längsachse kann beispielsweise

- wenn der Ursprung im Schwerpunkt liegt, die nach vorne gerichtete Hauptträgheitsachse oder
- eine nach aerodynamischen Bedingungen festzulegende Achse

gewählt werden. Fällt die Längsachse mit der x_c -Achse (1.1.7) im stationären Flugzustand zusammen, so heißt das körperfeste Achsenkreuz auch Stabilitätsachsenkreuz (en: stability axes, aerodynamic body axes).

- 4) Wenn die ausdrückliche Kennzeichnung des körperfesten Achsenkreuzes erforderlich ist, können die Zeichen für Achsen des körperfesten Achsenkreuzes und die Formelzeichen der hierauf bezogenen Größen durch den Index I gekennzeichnet werden.

5) Bei Verwendung der Hauptträgheitsachsen als körperfeste Achsen können als Bezeichnungen x_0, y_0, z_0 verwendet werden, sofern keine Gefahr der Verwechslung mit dem Achsenkreuz (1.1.1) oder (1.1.3) besteht.

1.2 Winkel

1.2.1 Ausrichtung des Fluggeschwindigkeitsvektors gegenüber dem körperfesten Achsenkreuz (siehe Bild 1).

Die Ausrichtung des Fluggeschwindigkeitsvektors (1.3.1) gegenüber dem körperfesten Achsenkreuz (1.1.5) wird durch die folgenden Anströmwinkel für das Luftfahrzeug beschrieben.

Nr	Benennung	Definition	Formelzeichen
1.2.1.1	Schiebewinkel en: Angle of sideslip fr: Dérage	Winkel, den der Fluggeschwindigkeitsvektor (1.3.1) mit der Bezugsebene des Luftfahrzeugs (siehe Vorwort) bildet. Er ist positiv, wenn die Komponente v des Fluggeschwindigkeitsvektors (1.3.4) bezüglich der Querachse (1.1.5) positiv ist. Bereich nach Übereinkunft: $-\pi/2 \leq \beta \leq \pi/2$	β
1.2.1.2	Anstellwinkel en: Angle of attack fr: Incidence; Angle d'attaque	Winkel zwischen der Längsachse (1.1.5) und der Projektion des Fluggeschwindigkeitsvektors auf die zx -Ebene des körperfesten Achsenkreuzes (das ist die Bezugsebene des Luftfahrzeugs, wenn diese die Längsachse enthält). Positiv, wenn die Komponente w des Fluggeschwindigkeitsvektors (1.3.4) bezüglich der Hochachse (1.1.5) positiv ist. Bereich nach Übereinkunft: $-\pi < \alpha \leq \pi$	α

Die Anströmrichtung an Teilen des Luftfahrzeugs kann ebenfalls durch Anströmwinkel beschrieben werden. Diese Anströmwinkel an Teilen des Luftfahrzeugs sind in möglichst weitgehender Anlehnung an die Definition der Anströmwinkel für das Gesamtluftfahrzeug zu definieren. Ihre Formelzeichen sind aus den Formelzeichen der Anströmwinkel des Luftfahrzeugs mit Hilfe geeigneter Indizes zu bilden.

Anmerkung: Teil 6 sieht folgende Indizes für Hauptteile des Luftfahrzeugs vor:

F Rumpf	H Höhenleitwerk
L Flügel	V Seitenleitwerk

1.2.2 Übergang vom erdlotfesten Achsenkreuz mit körperfestem Ursprung zum körperfesten Achsenkreuz

Der Übergang vom erdlotfesten Achsenkreuz mit körperfestem Ursprung (1.1.4) zum körperfesten Achsenkreuz (1.1.5) wird durch drei nachfolgend definierte Drehungen in der Reihenfolge Ψ , Θ , Φ bewirkt (siehe Bild 2).

Die Winkel Azimut Ψ , Längsneigung Θ und Hängewinkel Φ heißen Lagewinkel.

Anmerkung: Analoge Winkel können mit Bezug auf jedes erdparallele Achsenkreuz mit körperfestem Ursprung (1.1.3) festgelegt werden. Dabei können dieselben Formelzeichen Ψ , Θ , Φ verwendet werden, falls erforderlich mit entsprechenden Indizes. Jedoch beziehen sich die Benennungen Azimut, Längsneigung und Hängewinkel nur auf den besonderen Fall der vertikalen z_g -Achse.

Bei Verwendung einer nicht vertikalen z_0 -Achse tritt in den Definitionen an die Stelle der Horizontalebene die x_0y_0 -Ebene, und an die Stelle der vertikalen Ebene eine Ebene, die die Längsachse (1.1.5) und die z_0 -Achse enthält.

Nr	Benennung	Definition	Formelzeichen
1.2.2.1	Azimut en: Azimuth angle fr: Azimut	Winkel der Drehung um die z_g -Achse (positiv im Uhrzeigersinn), die die x_g -Achse in die Projektion der Längsachse (1.1.5) auf die Horizontalebene durch den Ursprung überführt.	Ψ
1.2.2.2	Längsneigung; Längsneigungswinkel en: Inclination angle fr: Assiette longitudinale	Winkel der Drehung in einer vertikalen Ebene im Anschluß an die Drehung Ψ (1.2.2.1), die die gedrehte x_g -Achse in die Längsachse (1.1.5) überführt. Er ist positiv, wenn der positive Abschnitt der Längsachse oberhalb der Horizontalebene durch den Ursprung liegt. Bereich nach Übereinkunft: $-\pi/2 \leq \Theta \leq \pi/2$ Anmerkung: Drehachse ist die y_g -Achse in der nach der Drehung um Ψ (1.2.2.1) erreichten Lage.	Θ
1.2.2.3	Hängewinkel en: Bank angle fr: Angle de gîte	Winkel der Drehung um die Längsachse (1.1.5) (positiv im Uhrzeigersinn), die die y_g -Achse aus der nach der Drehung um Ψ (1.2.2.1) erreichten Lage in ihre endgültige Lage y überführt.	Φ

Die Benennungen Gierwinkel für den Azimut Ψ , Nickwinkel für die Längsneigung Θ und Rollwinkel für den Hängewinkel Φ können auch verwendet werden. Es ist aber zu beachten, daß die Komponenten des Vektors der Drehgeschwindigkeiten (Gier-, Nick- und Rollgeschwindigkeit 1.3.6) im allgemeinen nicht gleich den zeitlichen Ableitungen der Lagewinkel sind.

1.2.3 Übergang vom erdlotfesten Achsenkreuz mit körperfestem Ursprung zum aerodynamischen Achsenkreuz

Der Übergang vom erdlotfesten Achsenkreuz mit körperfestem Ursprung (1.1.4) zum aerodynamischen Achsenkreuz (1.1.6) wird durch drei nachfolgend definierte Drehungen in der Reihenfolge χ_a , γ_a , μ_a bewirkt (siehe Bild 3).

Die Winkel Flugwindazimut χ_a , Flugwindneigungswinkel γ_a und Flugwindhängewinkel μ_a heißen Flugwindwinkel.

Anmerkung: Analoge Winkel können mit Bezug auf jedes erdparallele Achsenkreuz mit körperfestem Ursprung (1.1.3) festgelegt werden. Dabei können dieselben Formelzeichen χ_a , γ_a , μ_a verwendet werden, falls erforderlich mit entsprechenden zusätzlichen Indizes. Jedoch beziehen sich die Benennungen Flugwindazimut, Flugwindneigungswinkel und Flugwindhängewinkel nur auf den besonderen Fall der vertikalen z_g -Achse.

Bei Verwendung einer nicht vertikalen z_0 -Achse tritt in den Definitionen an die Stelle der Horizontalebene die x_0y_0 -Ebene, und an die Stelle der vertikalen Ebene eine Ebene, die die Flugwindachse (1.1.6) und die z_0 -Achse enthält.

Nr	Benennung	Definition	Formelzeichen
1.2.3.1	Flugwindazimut en: Air-path azimuth angle; Air-path track angle fr: Azimut aérodynamique	Winkel der Drehung um die z_g -Achse (positiv im Uhrzeigersinn), die die x_g -Achse in die Projektion der x_a -Achse des aerodynamischen Achsenkreuzes (1.1.6) auf die Horizontalebene durch den Ursprung überführt.	χ_a
1.2.3.2	Flugwindneigungswinkel en: Air-path inclination angle; Air-path climb angle fr: Pente aérodynamique	Winkel der Drehung in einer vertikalen Ebene im Anschluß an die Drehung χ_a (1.2.3.1), die die gedrehte x_g -Achse in die x_a -Achse des aerodynamischen Achsenkreuzes (1.1.6) überführt. Er ist positiv, wenn der positive Abschnitt der x_a -Achse oberhalb der Horizontalebene durch den Ursprung liegt. Bereich nach Übereinkunft: $-\pi/2 \leq \gamma_a \leq \pi/2$ Anmerkung: Drehachse ist die y_g -Achse in der nach der Drehung um χ_a (1.2.3.1) erreichten Lage.	γ_a
1.2.3.3	Flugwindhängewinkel en: Air-path bank angle fr: Angle de gîte aérodynamique	Winkel der Drehung um die x_a -Achse des aerodynamischen Achsenkreuzes (1.1.6) (positiv im Uhrzeigersinn), die die y_g -Achse aus der nach der Drehung um χ_a (1.2.3.1) erreichten Lage in ihre endgültige Lage y_a überführt.	μ_a

1.3 Geschwindigkeiten und Winkelgeschwindigkeiten

Nr	Benennung	Definition	Formelzeichen
1.3.1	(Vektor der) Fluggeschwindigkeit en: Aircraft velocity fr: Vecteur vitesse-air Fluggeschwindigkeit en: Airspeed fr: Vitesse-air	Vektor der Geschwindigkeit des Ursprungs des körperfesten Achsenkreuzes (1.1.5) (üblicherweise der Schwerpunkt), gegenüber der von dem aerodynamischen Feld des Luftfahrzeugs nicht beeinflussten Luft. Betrag des Vektors der Fluggeschwindigkeit	$\vec{V}$ V
1.3.2	Schallgeschwindigkeit en: Speed of sound fr: Célérité du son	Ausbreitungsgeschwindigkeit einer Schallwelle in der umgebenden, von dem aerodynamischen Feld des Luftfahrzeugs nicht beeinflussten Luft.	a
1.3.3	Machzahl en: Mach number fr: Nombre de Mach	Verhältnis der Fluggeschwindigkeit (1.3.1) zur Schallgeschwindigkeit (1.3.2), $M = V/a$.	Empfohlen M Es können jedoch auch die Formelzeichen Ma und M verwendet werden, wenn sonst die Gefahr einer Verwechslung bestünde.

Nr	Benennung	Definition	Formelzeichen
1.3.4	Komponenten (des Vektors) der Fluggeschwindigkeit en: Aircraft velocity components fr: Composantes du vecteur vitesse-air	Komponenten des Geschwindigkeitsvektors $\vec{V}$ (1.3.1) in den verschiedenen verwendeten Achsenkreuzen In den Achsenkreuzen (1.1.1) und (1.1.3) — x_0 -Komponente — y_0 -Komponente — z_0 -Komponente In den Achsenkreuzen (1.1.2) und (1.1.4) — x_g -Komponente — y_g -Komponente — z_g -Komponente Im körperfesten Achsenkreuz (1.1.5): — Komponente bezüglich der Längsachse — Komponente bezüglich der Querachse — Komponente bezüglich der Hochachse Anmerkung: Im aerodynamischen Achsenkreuz (1.1.6) ist die Komponente bezüglich der x_a -Achse $u_a = V$. Die beiden anderen Komponenten sind null.	— u_0 — v_0 — w_0 — u_g — v_g — w_g — $u^{(4)}$ — $v^{(4)}$ — $w^{(4)}$ Die Komponenten der Fluggeschwindigkeit können mit V_i bezeichnet werden, wobei i ein alphanumerischer Index ist.
1.3.5	(Vektor der) Drehgeschwindigkeit (des Luftfahrzeugs); Winkelgeschwindigkeit en: Aircraft angular velocity fr: Vecteur vitesse angulaire Drehgeschwindigkeit (des Luftfahrzeugs) en: Aircraft angular speed fr: Vitesse angulaire	Vektor der Drehgeschwindigkeit des körperfesten Achsenkreuzes (1.1.5) gegenüber der Erde Betrag des Vektors der Drehgeschwindigkeit des Luftfahrzeugs	$\vec{\Omega}$ Ω
1.3.6	Komponenten (des Vektors) der Drehgeschwindigkeit en: Angular velocity components fr: Composantes du vecteur vitesse angulaire — — — — — Wendegeschwindigkeit	Komponenten des Vektors der Drehgeschwindigkeit $\vec{\Omega}$ (1.3.5) in den verschiedenen verwendeten Achsenkreuzen In den Achsenkreuzen (1.1.1) und (1.1.3) — x_0 -Komponente — y_0 -Komponente — z_0 -Komponente In den Achsenkreuzen (1.1.2) und (1.1.4) — x_g -Komponente — y_g -Komponente — z_g -Komponente	— p_0 — q_0 — r_0 — p_g — q_g — r_g

Nationale Fußnote 4) siehe Seite 5

Nr	Benennung	Definition	Formelzeichen
1.3.6	Rollgeschwindigkeit en: Rate of roll fr: Vitesse de roulis	Im körperfesten Achsenkreuz (1.1.5): Komponente bezüglich der Längsachse	$p^{(4)}$
	Nickgeschwindigkeit en: Rate of pitch fr: Vitesse de tangage	Komponente bezüglich der Querachse	$q^{(4)}$
	Giergeschwindigkeit en: Rate of yaw fr: Vitesse de lacet	Komponente bezüglich der Hochachse	$r^{(4)}$
Die Drehgeschwindigkeitskomponenten können mit Ω_i bezeichnet werden, wobei i ein alphanumerischer Index ist.			
1.3.7	Normierte Drehgeschwindigkeiten en: Normalized angular velocities fr: Vitesses angulaires réduites Normierte Rollgeschwindigkeit en: Normalized rate of roll fr: Vitesse réduite de roulis Normierte Nickgeschwindigkeit en: Normalized rate of pitch fr: Vitesse réduite de tangage Normierte Giergeschwindigkeit en: Normalized rate of yaw fr: Vitesse réduite de lacet	Normierte Formen der Komponenten des Vektors der Drehgeschwindigkeit (1.3.5), die wie folgt gebildet werden: Im körperfesten Achsenkreuz (1.1.5): $p^* = \frac{p \, l}{V}$ $q^* = \frac{q \, l}{V}$ $r^* = \frac{r \, l}{V}$ Dabei ist: l = die Bezugslänge (1.4.6), V = die Fluggeschwindigkeit (1.3.1). Ähnliche normierte Größen können für andere Achsenkreuze gebildet werden.	$p^{*(4)}$ $q^{*(4)}$ $r^{*(4)}$ Entsprechende Größen, bei denen anstelle von V eine konstante Bezugsgeschwindigkeit verwendet wird, können auch definiert werden, erfordern aber andere Formelzeichen.

1.4 Massegrößen, Bezugsgrößen und normierte Parameter

Nr	Benennung	Definition	Formelzeichen
1.4.1	Flugmasse en: Aircraft mass fr: Masse de l'avion	Momentane Masse des Luftfahrzeugs	m
	Fluggewicht Fluggewichtskraft	$\vec{G} = m \, \vec{g}$ mit $\vec{g}$ = Vektor der Fallbeschleunigung (DIN 1305)	$\vec{G}$

Nationale Fußnote ⁴⁾ siehe Seite 5

Nr	Benennung	Definition	Formelzeichen
1.4.2	Trägheitsmomente en: Moments of inertia fr: Moments d'inertie	Trägheitsmomente des Luftfahrzeugs bezüglich der Achsen des körperfesten Achsenkreuzes xyz (1.1.5):	
	Rollträgheitsmoment	Trägheitsmoment bezüglich der Längsachse: $I_x = \int (y^2 + z^2) dm$ ⁶⁾	I_x ⁷⁾
	Nickträgheitsmoment	Trägheitsmoment bezüglich der Querachse: $I_y = \int (z^2 + x^2) dm$ ⁶⁾	I_y ⁷⁾
	Gierträgheitsmomente	Trägheitsmoment bezüglich der Hochachse: $I_z = \int (x^2 + y^2) dm$ ⁶⁾	I_z ⁷⁾ Anmerkung: ~~A, B und C~~ sind ebenfalls zulässig.
1.4.3	Deviationsmomente en: Products of inertia fr: Produits d'inertie — — —	Deviationsmomente des Luftfahrzeugs bezüglich der Achsen des körperfesten Achsenkreuzes xyz (1.1.5) $I_{yz} = \int yz dm$ ⁶⁾ $I_{zx} = \int zx dm$ ⁶⁾ $I_{xy} = \int xy dm$ ⁶⁾	I_{yz} I_{zx} I_{xy} Anmerkung: ~~D, E und F~~ sind ebenfalls zulässig.
1.4.4	Trägheitsradien en: Radius of gyration fr: Rayons de giration Rollträgheitsradius Nickträgheitsradius Gierträgheitsradius	Quadratwurzel aus dem Verhältnis von Trägheitsmoment (1.4.2) zur Flugmasse (1.4.1): für die Längsachse (1.1.5): $r_x = i_x = \sqrt{I_x/m}$ für die Querachse (1.1.5): $r_y = i_y = \sqrt{I_y/m}$ für die Hochachse (1.1.5): $r_z = i_z = \sqrt{I_z/m}$	r_x ⁷⁾ i_x ^{7) 8)} r_y ⁷⁾ i_y ^{7) 8)} r_z ⁷⁾ i_z ^{7) 8)}
1.4.5	Bezugsfläche en: Reference area fr: Surface de référence	Flächeninhalt, der bei der Definition der aerodynamischen Beiwerte und verschiedener normierter Größen verwendet wird. In einem gegebenen Dokument soll eine einzige Bezugsfläche verwendet werden, deren Wert spezifiziert werden muß. Anmerkung: Obgleich die Scharniermomentenbeiwerte (1.9.3) im allgemeinen unter Verwendung spezifischer Bezugsflächen definiert werden, kann es bei bestimmten Problemen angemessener sein, die eine für das Luftfahrzeug angenommene Bezugsfläche zu verwenden.	S

Nr	Benennung	Definition	Formelzeichen
1.4.6	Bezugslänge en: Reference length fr: Longueur de référence	Länge, die bei der Definition der aerodynamischen Momentenbeiwerte und verschiedener normierter Größen verwendet wird. Es wird empfohlen, in einem gegebenen Dokument eine einzige Bezugslänge zu verwenden, deren Wert spezifiziert werden muß. Anmerkung 1: Es ist jedoch zulässig, zwei verschiedene Bezugslängen für Größen einzuführen, die die Längsbewegung und die Seitenbewegung betreffen. Diese verschiedenen Bezugslängen müssen ebenfalls spezifiziert werden. Anmerkung 2: Obgleich die Scharniermomentenbeiwerte (1.9.3) im allgemeinen unter Verwendung spezifischer Bezugslängen definiert werden, kann es bei bestimmten Problemen angemessener sein, die für das Luftfahrzeug gewählte Bezugslänge zu verwenden.	l
1.4.7	Normierte (Flug-)Masse en: Normalized mass fr: Masse réduite	Größe der Dimension 1, die wie folgt definiert ist: $\mu = m^* = \frac{m}{\frac{1}{2} \rho_R S l}$ mit: m = Flugmasse (1.4.1) ρ_R = eine Bezugs-Luftdichte ⁹⁾ S = Bezugsfläche (1.4.5) l = Bezugslänge (1.4.6)	μ, m^*
1.4.8	Dynamische Zeiteinheit; (Flugmechanische) Zeitgröße en: Dynamic unit of time fr: Temps dynamique unitaire	Eine wie folgt definierte Größe: $\tau = \frac{m}{\frac{1}{2} \rho_R V_R S} = \frac{\mu l}{V_R}$ $\tau = \mu \tau_A = (m V_R) / E_R$ mit: m = Flugmasse (1.4.1) ρ_R = eine Bezugs-Luftdichte ⁹⁾ V_R = eine Bezugs-Fluggeschwindigkeit ⁹⁾ S = Bezugsfläche (1.4.5) l = Bezugslänge (1.4.6) μ = Normierte Masse (1.4.7) τ_A = Aerodynamische Zeiteinheit (1.4.9) E_R = Aerodynamische Bezugskraft (1.4.12)	τ
1.4.9	Aerodynamische Zeiteinheit en: Aerodynamic unit of time fr: Temps aérodynamique unitaire	Eine wie folgt definierte Größe: $\tau_A = \frac{l}{V_R}$ $\tau_A = \tau / \mu$ mit: l = Bezugslänge (1.4.6) V_R = eine Bezugs-Fluggeschwindigkeit ⁹⁾ μ = Normierte Masse (1.4.7) τ = Dynamische Zeiteinheit (1.4.8)	τ_A