

NORME
INTERNATIONALE

ISO
1151-4

Deuxième édition
1994-11-01

**Mécanique du vol — Concepts, grandeurs
et symboles —**

Partie 4

**Concepts, grandeurs et symboles utilisés pour
l'étude de la stabilité et du pilotage des avions**

Flight dynamics — Concepts, quantities and symbols —

[https://standards.iteh.ai/catalog/standards/sist/f246cfd-4595-4d8d-b0e8-](https://standards.iteh.ai/catalog/standards/sist/f246cfd-4595-4d8d-b0e8-31652043520/iso-1151-4-1994)

*Part 4: Concepts, quantities and symbols used in the study of aircraft
stability and control*



Numéro de référence
ISO 1151-4:1994(F)

Avant-propos

L'ISO (Organisation internationale de normalisation) est une fédération mondiale d'organismes nationaux de normalisation (comités membres de l'ISO). L'élaboration des Normes internationales est en général confiée aux comités techniques de l'ISO. Chaque comité membre intéressé par une étude a le droit de faire partie du comité technique créé à cet effet. Les organisations internationales, gouvernementales et non gouvernementales, en liaison avec l'ISO participent également aux travaux. L'ISO collabore étroitement avec la Commission électrotechnique internationale (CEI) en ce qui concerne la normalisation électrotechnique.

Les projets de Normes internationales adoptés par les comités techniques sont soumis aux comités membres pour vote. Leur publication comme Normes internationales requiert l'approbation de 75 % au moins des comités membres votants.

La Norme internationale ISO 1151-4 a été élaborée par le comité technique ISO/TC 20, *Aéronautique et espace*, sous-comité SC 3, *Concepts, grandeurs et symboles de la mécanique du vol*.

L'ISO 1151 comprend les parties suivantes présentées sous le titre général *Mécanique du vol — Concepts, grandeurs et symboles* :

- *Partie 1: Mouvement de l'avion par rapport à l'air*
- *Partie 2: Mouvement de l'avion et de l'atmosphère par rapport à la Terre*
- *Partie 3: Dérivées des forces, des moments et de leurs coefficients*
- *Partie 4: Concepts, grandeurs et symboles utilisés pour l'étude de la stabilité et du pilotage des avions*
- *Partie 5: Grandeurs utilisées dans les mesures*
- *Partie 6: Géométrie de l'avion*
- *Partie 7: Points de vol et domaines de vol*
- *Partie 8: Concepts et grandeurs utilisés pour l'étude du comportement dynamique de l'avion*
- *Partie 9: Modèles de mouvements atmosphériques le long de la trajectoire de l'avion*

© ISO 1994

Droits de reproduction réservés. Sauf prescription différente, aucune partie de cette publication ne peut être reproduite ni utilisée sous quelque forme que ce soit et par aucun procédé, électronique ou mécanique, y compris la photocopie et les microfilms, sans l'accord écrit de l'éditeur.

Organisation internationale de normalisation
Case postale 56 • CH-1211 Genève 20 • Suisse

Imprimé en Suisse

L'ISO 1151 est destinée à introduire les principaux concepts, à définir les termes les plus importants utilisés dans les études théoriques et expérimentales et, dans la mesure du possible, à donner les symboles correspondants.

Dans toutes les parties de l'ISO 1151, le terme «avion» désigne un véhicule destiné à voler dans l'atmosphère ou dans l'espace. En général, il présente essentiellement une symétrie gauche-droite par rapport à un plan. Ce plan est déterminé par les caractéristiques géométriques de l'avion. Dans ce plan, on définit deux directions orthogonales: arrière-avant et dessus-dessous. La direction transversale, sur la perpendiculaire à ce plan, en résulte.

Lorsqu'il y a un seul plan de symétrie, c'est le plan de référence de l'avion. Lorsqu'il y a plus d'un plan de symétrie, ou lorsqu'il n'y en a aucun, il est nécessaire de choisir un plan de référence. Dans le premier cas, le plan de référence est l'un des plans de symétrie. Dans le second cas, le plan de référence est arbitraire. Dans tous les cas, il est nécessaire d'en préciser le choix.

Les angles de rotation, les vitesses angulaires et les moments autour d'un axe sont positifs dans le sens d'horloge, pour un observateur regardant dans la direction positive de cet axe.

<https://standards.iteh.ai/catalog/standards/siv/246cfd-4595-4d8d-b0e8-e7e732e04555/iso-1151-4-1994>

Tous les trièdres utilisés sont trirectangles et directs, c'est-à-dire qu'une rotation positive de $\pi/2$ autour de l'axe x amène l'axe y dans la position précédemment occupée par l'axe z .

Le centre de gravité coïncide avec le centre d'inertie si le champ de gravité est homogène. Si tel n'est pas le cas, le centre de gravité peut être remplacé par le centre d'inertie dans les définitions de l'ISO 1151. Cela devra alors être spécifié.

Numérotation des articles et des paragraphes

Dans le but de faciliter l'indication des références d'un article ou d'un paragraphe, une numérotation décimale a été adoptée telle que le premier chiffre soit le numéro de la partie considérée de l'ISO 1151.

Page blanche

iTeh STANDARD PREVIEW
(standards.iteh.ai)

ISO 1151-4:1994

<https://standards.iteh.ai/catalog/standards/sist/f246cfed-4595-4d8d-b0e8-e7e732e04555/iso-1151-4-1994>

Mécanique du vol — Concepts, grandeurs et symboles —

Partie 4:

Concepts, grandeurs et symboles utilisés pour l'étude de la stabilité et du pilotage des avions

4.0 Introduction

La présente partie de l'ISO 1151 traite des concepts, grandeurs et symboles utilisés pour l'étude de la stabilité et du pilotage des avions.

iTeh STANDARD PREVIEW
(standards.iteh.ai)

4.1 Commandes

Les définitions suivantes, sauf celles en 4.1.4, s'appliquent à un avion dont les commandes de pilotage (7.2.1.1) principales sont

- le manche ou le volant, pour les commandes de tangage (4.1.1.1) et de roulis (4.1.2.1);
- les pédales, pour la commande de lacet (4.1.3.1).

NOTES

- 1 Dans les symboles donnés en 4.1.1 à 4.1.4, la lettre δ peut être omise s'il n'y a pas de risque de confusion.
- 2 Les signes adoptés pour les déplacements des commandes de pilotage sont usuels, mais pas nécessairement conformes aux conventions adoptées normalement.

4.1.1 Commande de tangage

N°	Dénomination	Définition	Symbole
4.1.1.1	Commande de tangage	Commande de pilotage (7.2.1.1) permettant au pilote de modifier le moment de tangage (1.5.5).	—
4.1.1.2	Déplacement de la commande de tangage	Déplacement d'un point de référence lié à la commande de tangage (4.1.1.1) dans un repère convenablement choisi. Il est positif vers l'avant (6.0.4).	$D_{\delta m}$
4.1.1.3	Effort sur la commande de tangage	Force exercée par le pilote sur la commande de tangage (4.1.1.1). Elle est positive vers l'avant (6.0.4) (effort «à pousser»).	$E_{\delta m}$
4.1.1.4	Compensateur de tangage	Commande permettant au pilote de modifier l'effort sur la commande de tangage (4.1.1.3). NOTE — Dans la plupart des cas, cette commande sert à réduire ou annuler l'effort sur la commande de tangage (4.1.1.3) pour un état de vol (8.1.2) considéré.	—

4.1.2 Commande de roulis

N°	Dénomination	Définition	Symbole
4.1.2.1	Commande de roulis	Commande de pilotage (7.2.1.1) permettant au pilote de modifier le moment de roulis (1.5.5).	—
4.1.2.2	Déplacement de la commande de roulis	(1) Manche: Déplacement d'un point de référence lié à la commande de roulis (4.1.2.1) dans un repère convenablement choisi. Il est positif vers la gauche (au sens de 6.0.4). (2) Volant: Angle de rotation de la commande de roulis. Il est négatif dans le sens d'horloge pour le pilote.	$D_{\delta l}$
4.1.2.3	Effort sur la commande de roulis	(1) Manche: Force exercée par le pilote sur la commande de roulis (4.1.2.1). Elle est positive vers la gauche (au sens de 6.0.4). (2) Volant: Moment du couple résultant de l'effort du pilote sur le volant, divisé par le rayon du volant. Cet effort est négatif lorsque le couple mentionné est exercé dans le sens d'horloge pour le pilote.	$E_{\delta l}$
4.1.2.4	Compensateur de roulis	Commande permettant au pilote de modifier l'effort sur la commande de roulis (4.1.2.3). NOTE — Dans la plupart des cas, cette commande sert à réduire ou annuler l'effort sur la commande de roulis (4.1.2.3) pour un état de vol (8.1.2) considéré.	—

iTeh STANDARD PREVIEW
(standards.iteh.ai)

4.1.3 Commande de lacet

N°	Dénomination	Définition	Symbole
4.1.3.1	Commande de lacet	Commande de pilotage (7.2.1.1) permettant au pilote de modifier le moment de lacet (1.5.5).	—
4.1.3.2	Déplacement de la commande de lacet	Déplacement d'un point de référence lié à la commande de lacet (4.1.3.1) dans un repère convenablement choisi. Il est positif lorsque le pied gauche du pilote se déplace vers l'avant (6.0.4).	$D_{\delta n}$
4.1.3.3	Effort sur la commande de lacet	Force exercée par le pilote sur la commande de lacet (4.1.3.1). Elle est positive lorsque le pilote pousse vers l'avant (6.0.4) avec le pied gauche.	$E_{\delta n}$
4.1.3.4	Compensateur de lacet	Commande permettant au pilote de modifier l'effort sur la commande de lacet (4.1.3.3). NOTE — Dans la plupart des cas, cette commande sert à réduire ou annuler l'effort sur la commande de lacet (4.1.3.3) pour un état de vol (8.1.2) considéré.	—

4.1.4 Commande de portance

Un tel type de commande existe sur les hélicoptères. Cette commande agit sur le pas collectif des pales du rotor principal. C'est en général un levier placé à côté du pilote.

N°	Dénomination	Définition	Symbole
4.1.4.1	Commande de pas collectif; commande de portance	Commande de pilotage (7.2.1.1) permettant au pilote d'un hélicoptère de modifier la portance (1.6.2.8) en faisant varier le calage moyen des pales du rotor principal.	—
4.1.4.2	Déplacement de la commande de pas collectif	Déplacement d'un point de référence lié à la commande de pas collectif (4.1.4.1) dans un repère convenablement choisi. Il est positif vers le dessus (au sens de 6.0.4).	$D_{\delta z}$

4.2 Paramètres de stabilité

Ce paragraphe traite de concepts et de grandeurs utilisés dans les études simplifiées de la stabilité d'un avion.

Ces études s'appuient sur un modèle dans lequel les coefficients des composantes du moment aérodynamique du planeur (1.7.2.8) sont supposés être des fonctions continues et dérivables des variables de vol (8.1.1) suivantes: l'incidence, α (1.2.1.2), le dérapage, β (1.2.1.1), les trois braquages de gouvernes, $\delta_l, \delta_m, \delta_n$ (1.8.3.11, 1.8.3.12, 1.8.3.13 respectivement), entre autres, dont les variations sont faibles.

Dans la plupart des cas, il est nécessaire de préciser la variable indépendante, les variables qui sont supposées fixes, et les relations entre variables.

Par exemple, pour l'étude de la stabilité longitudinale:

- a) on écarte, a priori, les cas de vol en virage stabilisé (8.2.8);
- b) on retient usuellement les deux cas suivants:

1) gouverne bloquée:

- la variable indépendante est l'incidence,
- les vitesses angulaires p, q et r (1.3.6) sont nulles,
- la gouverne de tangage est bloquée [δ_m (1.8.3.12) constant];

2) gouverne libre:

- la variable indépendante est l'incidence,
- les vitesses angulaires p, q et r sont nulles,
- la gouverne de tangage est libre, sa position δ_m ne dépend que de l'incidence, de telle façon que son moment de charnière (1.9.1) reste nul. La fonction $\delta_m(\alpha)$ est supposée dérivable. (Cela exclut le cas où la gouverne est commandée par une servocommande irréversible.)

iTeh STANDARD PREVIEW
(standards.iteh.ai)

4.2.1 Foyers

N°	Dénomination	Définition	Symbole
4.2.1.1	Foyer pour l'incidence gouverne bloquée	Point P situé sur l'axe longitudinal (1.1.5), par rapport auquel le coefficient de moment aérodynamique de tangage $(C_m^A)_P$ (1.7.2.8) reste constant lorsque l'incidence varie, la gouverne de tangage étant bloquée: $\frac{\partial (C_m^A)_P}{\partial \alpha} = 0 \text{ avec } \delta_m = \text{constante}$	—
4.2.1.2	Foyer pour l'incidence gouverne libre	Point P situé sur l'axe longitudinal (1.1.5), par rapport auquel le coefficient de moment aérodynamique de tangage $(C_m^A)_P$ (1.7.2.8) reste constant lorsque l'incidence varie, la gouverne de tangage étant libre: $\frac{\partial (C_m^A)_P}{\partial \alpha} = 0$	—

N°	Dénomination	Définition	Symbole
4.2.1.3	Foyer pour le dérapage gouvernes bloquées	Point P situé dans le plan de référence avion (6.1.1), par rapport auquel les coefficients de moment aérodynamique de roulis $(C_l^A)_P$ et de lacet $(C_n^A)_P$ (1.7.2.8) restent constants lorsque le dérapage varie, les gouvernes étant bloquées: $\frac{\partial (C_l^A)_P}{\partial \beta} = 0 \text{ et } \frac{\partial (C_n^A)_P}{\partial \beta} = 0 \text{ avec } \delta_l \text{ et } \delta_n = \text{constantes}$	—
4.2.1.4	Foyer pour le braquage de la gouverne de tangage	Point P situé sur l'axe longitudinal (1.1.5), par rapport auquel le coefficient de moment aérodynamique de tangage $(C_m^A)_P$ (1.7.2.8) reste constant lorsque le braquage de la gouverne de tangage varie, l'incidence étant constante: $\frac{\partial (C_m^A)_P}{\partial \delta_m} = 0 \text{ avec } \alpha = \text{constante}$	—
4.2.1.5	Foyer pour le braquage de la gouverne de lacet	Point P situé dans le plan de référence avion (6.1.1), par rapport auquel le coefficient de moment aérodynamique de lacet $(C_n^A)_P$ (1.7.2.8) reste constant lorsque le braquage de la gouverne de lacet varie, le dérapage étant constant: $\frac{\partial (C_n^A)_P}{\partial \delta_n} = 0 \text{ avec } \beta = \text{constante}$	—

iTeH STANDARD PREVIEW
(standards.iteh.ai)

ISO 1151-4:1994

4.2.2 Marges statiques

<https://standards.iteh.ai/catalog/standards/sist/f246cfed-4595-4d8d-b0e8-e7e732e04555/iso-1151-4-1994>

Dans les définitions 4.2.2.1 et 4.2.2.2 on suppose que l'axe longitudinal x (1.1.5) est parallèle à l'axe x_b du trièdre de base de l'aile (6.6.11).

N°	Dénomination	Définition	Symbole
4.2.2.1	Marge statique gouverne bloquée	Grandeur définie par le rapport $\frac{x_1 - x_2}{l}$ où x_1 est la coordonnée longitudinale (1.1.5) du centre d'inertie; x_2 est la coordonnée longitudinale du foyer pour l'incidence gouverne bloquée (4.2.1.1); l est la longueur de référence (1.4.6). NOTES 1 Cette grandeur est généralement exprimée en pourcentage de la longueur de référence (1.4.6). 2 La longueur de référence généralement utilisée est la longueur de la corde moyenne aérodynamique de l'aile (6.6.17). 3 La marge statique est positive lorsque le foyer correspondant est situé en arrière du centre d'inertie.	—

N°	Dénomination	Définition	Symbole
4.2.2.2	Marge statique gouverne libre	<p>Grandeur définie par le rapport</p> $\frac{x_1 - x_3}{l}$ <p>où</p> <p>x_1 est la coordonnée longitudinale (1.1.5) du centre d'inertie;</p> <p>x_3 est la coordonnée longitudinale du foyer pour l'incidence gouverne libre (4.2.1.2);</p> <p>l est la longueur de référence (1.4.6).</p> <p>NOTES</p> <p>1 Cette grandeur est généralement exprimée en pourcentage de la longueur de référence (1.4.6).</p> <p>2 La longueur de référence généralement utilisée est la longueur de la corde moyenne aérodynamique de l'aile (6.6.17).</p> <p>3 La marge statique est positive lorsque le foyer correspondant est situé en arrière du centre d'inertie.</p>	—

4.2.3 Centre de poussée

iTeh STANDARD PREVIEW
(standards.iteh.ai)

N°	Dénomination	Définition	Symbole
4.2.3.1	Centre de poussée (aérodynamique)	<p>Point par rapport auquel le moment aérodynamique (1.6.2.9) est nul.</p> <p>Dans le cas particulier d'un état de vol (8.1.2) donné pour lequel</p> $\begin{cases} Y^A = 0 \\ L^A = 0 \\ N^A = 0 \end{cases}$ <p>ce terme désigne le point P de l'axe longitudinal (1.1.5) défini par sa coordonnée longitudinale</p> $x_p = - \frac{M^A}{Z^A}$ <p>où</p> <p>Y^A et Z^A sont les composantes de la force aérodynamique (1.6.2.2) par rapport à l'origine du trièdre avion (1.1.5);</p> <p>L^A, M^A, N^A sont les composantes du moment aérodynamique (1.6.2.10) par rapport à l'origine du trièdre avion (1.1.5).</p>	—