

NORME INTERNATIONALE

ISO
1151-1

Quatrième édition
1988-04-15



INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION
ORGANISATION INTERNATIONALE DE NORMALISATION
МЕЖДУНАРОДНАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ ПО СТАНДАРТИЗАЦИИ

Mécanique du vol — Concepts, grandeurs et symboles —

Partie 1:

Mouvement de l'avion par rapport à l'air

iteh STANDARD PREVIEW
(standards.iteh.ai)

Flight dynamics — Concepts, quantities and symbols —

Part 1: Aircraft motion relative to the air

ISO 1151-1:1988

<https://standards.iteh.ai/catalog/standards/sist/3c5ba652-8ccc-4652-aa7d-fc86ec9e71b3/iso-1151-1-1988>

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 normalement 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.

Les projets de Normes internationales adoptés par les comités techniques sont soumis aux comités membres pour approbation, avant leur acceptation comme Normes internationales par le Conseil de l'ISO. Les Normes internationales sont approuvées conformément aux procédures de l'ISO qui requièrent l'approbation de 75 % au moins des comités membres votants.

La Norme internationale ISO 1151-1 a été élaborée par le comité technique ISO/TC 20, *Aéronautique et espace*

ISO 1151-1:1988

Cette quatrième édition annule et remplace la troisième édition (ISO 1151-1:1985), dont elle constitue une révision technique par suite de l'incorporation du projet d'Additif 1: 1986 (introduction d'un symbole en 1.5.4, 1.6.1.3 et 1.6.2.9; nouveaux paragraphes 1.4.10 et 1.4.11, 1.5.10 à 1.5.13 ainsi que 1.10) et du projet d'Additif 2: 1986 (nouvelle annexe B).

L'attention des utilisateurs est attirée sur le fait que toutes les Normes internationales sont de temps en temps soumises à révision et que toute référence faite à une autre Norme internationale dans le présent document implique qu'il s'agit, sauf indication contraire, de la dernière édition.

L'ISO 1151, *Mécanique du vol – Concepts, grandeurs et symboles*, comprend actuellement sept parties :

Partie 1 : Mouvement de l'avion par rapport à l'air.

Partie 2 : Mouvements 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 : Paramètres utilisés dans 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.

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.

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 de masse si le champ de gravité est homogène. Si tel n'est pas le cas, le centre de gravité peut être remplacé par le centre de masse dans les définitions de l'ISO 1151. Ceci devra alors être spécifié.

Numérotation des chapitres et paragraphes

Dans le but de faciliter l'indication des références d'un chapitre 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.

Sommaire

	Page
1.0 Introduction	1
1.1 Trièdres	1
1.2 Angles	2
1.3 Vitesses et vitesses angulaires	3
1.4 Caractéristiques massiques, grandeurs de référence et paramètres réduits ..	5
1.5 Forces, moments, coefficients et facteurs de charge	7
1.6 Poussée, moment résultant des forces de propulsion, force aérodynamique du planeur, moment aérodynamique du planeur, et leurs composantes ..	12
1.7 Coefficients des composantes de la poussée, du moment résultant des forces de propulsion, de la force aérodynamique du planeur et du moment aérodynamique du planeur	14
1.8 Forces et moments intervenant dans le contrôle de l'avion	18
1.9 Forces et moments agissant sur les gouvernes	21
1.10 Grandeurs liées à l'énergie	21

Annexes

A Symboles des composantes de la force aérodynamique du planeur et des coefficients sans dimension de ces composantes, en usage ou devant être utilisés dans différents pays	26
B Classification des principales parties de la mécanique du vol	27

Mécanique du vol – Concepts, grandeurs et symboles –

Partie 1:

Mouvement de l'avion par rapport à l'air

1.0 Introduction

La présente partie de l'ISO 1151 donne les définitions de base et traite du mouvement de l'avion par rapport à l'atmosphère, supposée immobile ou animée d'un mouvement de translation à vitesse constante par rapport à la Terre.¹⁾

L'avion est supposé rigide. Toutefois, la plupart des définitions peuvent être appliquées au cas de l'avion déformable.

Dans le cas où l'on veut tenir compte des variations, à la surface de la Terre, de la direction de la verticale (direction locale de l'accélération due à la pesanteur), on utilise la dénomination figurant aux paragraphes et figures concernés, avec le qualificatif «local».

1.1 Trièdres

iTeh STANDARD PREVIEW

N°	Dénomination	Définition	Symbole
1.1.1	Trièdre terrestre	Trièdre dont l'origine et les axes sont liés à la Terre et choisis suivant les besoins.	$x_0y_0z_0$
1.1.2	Trièdre normal terrestre	Trièdre terrestre (1.1.1) dont l'axe z_0 est orienté suivant la verticale descendante passant par l'origine.	$x_0y_0z_0$ NOTE — Cependant, $x_gy_gz_g$ est également admis.
1.1.3	Trièdre terrestre porté par l'avion	Trièdre équipollent au trièdre terrestre, dont l'origine est un point lié à l'avion, usuellement le centre de gravité.	$x_0y_0z_0$
1.1.4	Trièdre normal terrestre porté par l'avion	Trièdre équipollent au trièdre normal terrestre, dont l'origine est un point lié à l'avion, usuellement le centre de gravité.	$x_0y_0z_0$ NOTE — Cependant, $x_gy_gz_g$ est également admis.
1.1.5	Trièdre avion ²⁾	Trièdre lié à l'avion, dont l'origine est usuellement le centre de gravité, et constitué par les axes suivants:	xyz
	Axe longitudinal	Axe situé dans le plan de référence (voir avant-propos de la page iii) ou, si l'origine est en dehors de celui-ci, dans le plan passant par l'origine et parallèle au plan de référence.	x
	Axe transversal	Axe normal au plan de référence et orienté positivement vers le côté droit de l'avion.	y
	Axe normal	Axe complétant le trièdre.	z
		NOTE — Cet axe est situé dans le plan de référence ou lui est parallèle. Il est dirigé vers le dessous de l'avion.	

1) Les mouvements de l'atmosphère qui ne satisfont pas à cette hypothèse seront pris en considération dans une autre partie de l'ISO 1151.

2) Usuellement, les origines des trièdres définis en 1.1.5, 1.1.6 et 1.1.7 coïncident. Si ce n'est pas le cas, il faut distinguer les différentes origines par des indices appropriés.

N°	Dénomination	Définition	Symbole
1.1.6	Trièdre aérodynamique ¹⁾	Trièdre dont l'origine est un point lié à l'avion, usuellement le centre de gravité, et constitué par les axes suivants:	$x_a y_a z_a$
	Axe x_a ; axe aérodynamique	Axe de direction et de sens confondus avec le vecteur vitesse-air (1.3.1).	x_a
	Axe y_a ; axe latéral aérodynamique	Axe normal à l'axe aérodynamique et à l'axe z_a défini ci-dessous, orienté positivement vers le côté droit de l'avion.	y_a
	Axe z_a ; axe normal aérodynamique	Axe — situé dans le plan de référence ou, si l'origine est en dehors de celui-ci, axe parallèle au plan de référence, et — normal à l'axe aérodynamique.	z_a
		La direction positive de cet axe est choisie de telle sorte que le trièdre $x_a y_a z_a$ soit trirectangle et direct.	
1.1.7	Trièdre intermédiaire ¹⁾	Trièdre dont l'origine est un point lié à l'avion, usuellement le centre de gravité, et constitué par les axes suivants:	$x_e y_e z_e$
	Axe x_e	Projection de l'axe aérodynamique sur le plan de référence ou, si l'origine est en dehors de celui-ci, sur le plan passant par l'origine et parallèle au plan de référence.	x_e
	Axe y_e	Axe normal au plan de référence et orienté positivement vers le côté droit de l'avion.	y_e
	Axe z_e	Axe complétant le trièdre. NOTE — Cet axe est confondu avec l'axe transversal (1.1.5) ou lui est parallèle.	z_e
		NOTE — Cet axe est confondu avec l'axe normal aérodynamique (1.1.6) ou lui est parallèle.	

1) Usuellement, les origines des trièdres définis en 1.1.5, 1.1.6 et 1.1.7 coïncident. Si ce n'est pas le cas, il faut distinguer les différentes origines par des indices appropriés.

1.2 Angles

1.2.1 Position angulaire du vecteur vitesse-air par rapport au trièdre avion (voir figure 1)

N°	Dénomination	Définition	Symbole
1.2.1.1	Dérapiage	Angle du vecteur vitesse-air (1.3.1) avec le plan de référence de l'avion. Il est positif lorsque la composante du vecteur vitesse-air suivant l'axe transversal (1.1.5) est positive. Par convention: $-\frac{\pi}{2} < \beta < \frac{\pi}{2}$	β
1.2.1.2	Incidence; angle d'attaque	Angle entre l'axe longitudinal (1.1.5) et la projection du vecteur vitesse-air (1.3.1) sur le plan de référence de l'avion. Il est positif lorsque la composante du vecteur vitesse-air suivant l'axe normal (1.1.5) est positive. Par convention: $-\pi < \alpha < \pi$	α

1.2.2 Passage du trièdre normal terrestre porté par l'avion au trièdre avion

Ce passage est effectué par trois rotations, définies ci-dessous, dans l'ordre suivant: Ψ , Θ , Φ (voir figure 2).

NOTE — Des angles analogues peuvent être définis à partir de tout trièdre terrestre porté par l'avion. Les mêmes symboles Ψ , Θ , Φ , avec des indices appropriés si nécessaire, peuvent alors être utilisés. Par contre, les dénominations «azimut», «assiette longitudinale» et «angle de gîte» se rapportent seulement au cas particulier où l'axe z_o est vertical.

N°	Dénomination	Définition	Symbole
1.2.2.1	Azimut	Rotation (positive si effectuée dans le sens d'horloge), autour de l'axe $z_o(z_g)$, qui amène l'axe $x_o(x_g)$ en coïncidence avec la projection de l'axe longitudinal (1.1.5) sur le plan horizontal passant par l'origine.	Ψ
1.2.2.2	Assiette longitudinale	Rotation dans un plan vertical, faisant suite à la rotation Ψ (1.2.2.1), qui amène l'axe $x_o(x_g)$ déplacé en coïncidence avec l'axe longitudinal (1.1.5). Elle est positive quand la partie positive de l'axe x se trouve au-dessus du plan horizontal passant par l'origine. Par convention: $-\frac{\pi}{2} < \Theta < \frac{\pi}{2}$	Θ
1.2.2.3	Angle de gîte	Rotation (positive si effectuée dans le sens d'horloge), autour de l'axe longitudinal (1.1.5), qui amène l'axe $y_o(y_g)$ déplacé dans sa position finale y à partir de la position atteinte après la rotation Ψ (1.2.2.1).	Φ

1.2.3 Passage du trièdre normal terrestre porté par l'avion au trièdre aérodynamique

Ce passage est effectué par trois rotations, définies ci-dessous, dans l'ordre suivant: χ_a , γ_a , μ_a (voir figure 3).

N°	Dénomination	Définition	Symbole
1.2.3.1	Azimut aérodynamique	Rotation (positive si effectuée dans le sens d'horloge), autour de l'axe $z_o(z_g)$, qui amène l'axe $x_o(x_g)$ en coïncidence avec la projection de l'axe x_a du trièdre aérodynamique (1.1.6) sur le plan horizontal passant par l'origine.	χ_a
1.2.3.2	Pente aérodynamique	Rotation dans un plan vertical, faisant suite à la rotation χ_a (1.2.3.1), qui amène l'axe $x_o(x_g)$ déplacé en coïncidence avec l'axe x_a du trièdre aérodynamique (1.1.6). Elle est positive quand la partie positive de l'axe x_a se trouve au-dessus du plan horizontal passant par l'origine. Par convention: $-\frac{\pi}{2} < \gamma_a < \frac{\pi}{2}$	γ_a
1.2.3.3	Angle de gîte aérodynamique	Rotation (positive si effectuée dans le sens d'horloge), autour de l'axe x_a du trièdre aérodynamique (1.1.6), qui amène l'axe $y_o(y_g)$ déplacé dans sa position finale y_a à partir de la position atteinte après la rotation χ_a (1.2.3.1).	μ_a

1.3 Vitesses et vitesses angulaires

N°	Dénomination	Définition	Symbole
1.3.1	Vecteur vitesse-air	Vecteur vitesse de l'origine du trièdre avion (1.1.5) (usuellement le centre de gravité), par rapport à l'air non influencé par le champ aérodynamique de l'avion.	\vec{V}
	Vitesse-air	Module du vecteur vitesse-air.	V
1.3.2	Célérité du son	Vitesse de propagation d'une onde sonore dans l'air ambiant non influencé par le champ aérodynamique de l'avion.	a

N°	Dénomination	Définition	Symbole
1.3.3	Nombre de Mach	Rapport de la vitesse-air (1.3.1) à la célérité du son (1.3.2). Il est égal à V/a .	Symbole recommandé: M . Toutefois, les symboles Ma et \mathcal{M} peuvent être utilisés s'il y a risque de confusion.
1.3.4	Composantes du vecteur vitesse-air	<p>Composantes du vecteur vitesse-air (1.3.1), \vec{V}, dans les différents trièdres utilisés.</p> <p>Dans les trièdres 1.1.1 à 1.1.4:</p> <p>composante suivant l'axe x_o</p> <p>composante suivant l'axe y_o</p> <p>composante suivant l'axe z_o</p> <p>Dans le trièdre avion (1.1.5):</p> <p>composante suivant l'axe longitudinal</p> <p>composante suivant l'axe transversal</p> <p>composante suivant l'axe normal</p> <p>NOTE — Dans le trièdre aérodynamique (1.1.6), la composante suivant l'axe x_a est $u_a = V$.</p>	<p>u_o</p> <p>v_o</p> <p>w_o</p> <p>u</p> <p>v</p> <p>w</p> <p>Les composantes du vecteur vitesse-air peuvent être notées V_i, où i est un indice numérique ou littéral.</p>
1.3.5	Vecteur vitesse angulaire	Vecteur vitesse angulaire du trièdre avion (1.1.5) par rapport à la Terre.	$\vec{\Omega}$
	Vitesse angulaire	Module du vecteur vitesse angulaire.	Ω
1.3.6	Composantes du vecteur vitesse angulaire	<p>Composantes du vecteur vitesse angulaire (1.3.5), $\vec{\Omega}$, dans les différents trièdres utilisés.</p> <p>Dans les trièdres 1.1.1 à 1.1.4:</p> <p>composante suivant l'axe x_o</p> <p>composante suivant l'axe y_o</p> <p>composante suivant l'axe z_o</p> <p>Dans le trièdre avion (1.1.5):</p> <p>composante suivant l'axe longitudinal</p> <p>composante suivant l'axe transversal</p> <p>composante suivant l'axe normal</p>	<p>p_o</p> <p>q_o</p> <p>r_o</p> <p>p</p> <p>q</p> <p>r</p> <p>Les composantes du vecteur vitesse angulaire peuvent être notées Ω_i, où i est un indice numérique ou littéral.</p>
	Vitesse de roulis	composante suivant l'axe longitudinal	p
	Vitesse de tangage	composante suivant l'axe transversal	q
	Vitesse de lacet	composante suivant l'axe normal	r

iTech STANDARD PREVIEW
(standards.iteh.ai)
ISO 1151-1:1988
<https://standards.iteh.ai/catalog/standards/sist/3c5ba652-8ccc-4652-aa7d-fc86ec9e71b3/iso-1151-1-1988>

N°	Dénomination	Définition	Symbole
1.3.7	Vitesses angulaires réduites	Formes sans dimension des composantes du vecteur vitesse angulaire (1.3.5), définies de la façon suivante: Dans le trièdre avion (1.1.5):	
	Vitesse réduite de roulis	$\frac{pl}{V}$	p^*
	Vitesse réduite de tangage	$\frac{ql}{V}$	q^*
	Vitesse réduite de lacet	$\frac{rl}{V}$	r^*
		où l est la longueur de référence (1.4.6); V est la vitesse-air (1.3.1). Des grandeurs réduites similaires peuvent être définies de façon analogue pour les autres systèmes d'axes.	Des grandeurs analogues peuvent être définies à partir d'une vitesse de référence constante et non de V (1.3.1). Elles nécessitent des symboles différents.

iTeH STANDARD PREVIEW
(standards.iteh.ai)

1.4 Caractéristiques massiques, grandeurs de référence et paramètres réduits

ISO 1151-1:1988

N°	Dénomination	Définition	Symbole
1.4.1	Masse de l'avion	Masse instantanée de l'avion.	m
1.4.2	Moments d'inertie	Moments d'inertie de l'avion par rapport aux axes du trièdre avion x, y, z (1.1.5). Moment d'inertie par rapport à l'axe longitudinal: $\int (y^2 + z^2) dm$ Moment d'inertie par rapport à l'axe transversal: $\int (z^2 + x^2) dm$ Moment d'inertie par rapport à l'axe normal: $\int (x^2 + y^2) dm$	I_x I_y I_z
			NOTE — A, B, C sont également admis.
1.4.3	Produits d'inertie	Produits d'inertie de l'avion par rapport aux axes du trièdre avion x, y, z (1.1.5). Soit: $\int yz dm$ $\int zx dm$ $\int xy dm$	I_{yz} I_{zx} I_{xy}
			NOTE — D, E, F sont également admis.

N°	Dénomination	Définition	Symbole
1.4.4	Rayons de giration	Racine carrée du quotient du moment d'inertie par la masse de l'avion (1.4.1): pour l'axe longitudinal (1.1.5): $\sqrt{I_x/m}$ pour l'axe transversal (1.1.5): $\sqrt{I_y/m}$ pour l'axe normal (1.1.5): $\sqrt{I_z/m}$	r_x r_y r_z
1.4.5	Surface de référence	Surface utilisée pour définir les coefficients aérodynamiques et différentes grandeurs réduites. Dans un document donné, on utilisera une surface de référence unique dont la valeur doit être précisée. NOTE — Bien que les coefficients de moments de charnière soient généralement définis en utilisant des surfaces de référence spécifiques, il peut être plus approprié, dans certains problèmes, d'utiliser la surface de référence unique adoptée pour l'avion.	S
1.4.6	Longueur de référence	Longueur utilisée pour définir les coefficients de moments aérodynamiques et différentes grandeurs réduites. Il est recommandé d'utiliser, dans un document donné, une longueur de référence unique dont la valeur doit être précisée. NOTES 1 Il est toutefois admis d'introduire deux longueurs de référence différentes intéressant le mouvement longitudinal et le mouvement latéral. Ces longueurs doivent être également précisées. 2 Bien que les coefficients de moments de charnière soient généralement définis en utilisant des longueurs de référence spécifiques, il peut être plus approprié, dans certains problèmes, d'utiliser la longueur de référence adoptée pour l'avion.	l
1.4.7	Masse réduite	Coefficient sans dimension, défini de la façon suivante: $\frac{m}{\frac{1}{2} \rho_e S l}$ où m est la masse de l'avion (1.4.1); ρ_e est une masse volumique de référence (de l'air) (3.3.2); S est la surface de référence (1.4.5); l est la longueur de référence (1.4.6).	μ ou m^*
1.4.8	Temps dynamique unitaire	Grandeur définie de la façon suivante: $\frac{m}{\frac{1}{2} \rho_e V_e S} = \frac{\mu l}{V_e}$ où m est la masse de l'avion (1.4.1); ρ_e est une masse volumique de référence (de l'air) (3.3.2); V_e est une vitesse de référence (3.3.1); S est la surface de référence (1.4.5); l est la longueur de référence (1.4.6); μ est la masse réduite (1.4.7).	τ

N°	Dénomination	Définition	Symbole
1.4.9	Temps aérodynamique unitaire	<p>Grandeur définie de la façon suivante:</p> $\frac{l}{V_e}$ <p>où</p> <p>l est la longueur de référence (1.4.6);</p> <p>V_e est une vitesse de référence (3.3.1).</p>	τ_A
1.4.10	Matrice d'inertie	<p>Matrice symétrique, dont la structure est la suivante:</p> $I = \begin{pmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{zx} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{yz} & I_z \end{pmatrix}$	I
1.4.11	Matrice inverse d'inertie	<p>Inverse de la matrice d'inertie (1.4.10).</p> <p>C'est une matrice symétrique dont la structure est la suivante:</p> $I^{-1} = J = \begin{pmatrix} J_{11} & J_{12} & J_{13} \\ J_{21} & J_{22} & J_{23} \\ J_{31} & J_{32} & J_{33} \end{pmatrix}$ <p>avec</p> <p>$J_{11} = (I_y I_z - I_{yz}^2) / \Delta$</p> <p>$J_{22} = (I_z I_x - I_{zx}^2) / \Delta$</p> <p>$J_{33} = (I_x I_y - I_{xy}^2) / \Delta$</p> <p>$J_{12} = (I_{xy} I_z + I_{yz} I_{zx}) / \Delta$</p> <p>$J_{23} = (I_{yz} I_x + I_{zx} I_{xy}) / \Delta$</p> <p>$J_{31} = (I_{zx} I_y + I_{xy} I_{yz}) / \Delta$</p> <p>$J_{21} = J_{12}$</p> <p>$J_{32} = J_{23}$</p> <p>$J_{13} = J_{31}$</p> <p>$\Delta = I_x I_y I_z - 2I_{xy} I_{yz} I_{zx} - I_x I_{yz}^2 - I_y I_{zx}^2 - I_z I_{xy}^2$</p>	J

1.5 Forces, moments, coefficients et facteurs de charge

N°	Dénomination	Définition	Symbole
1.5.1	Force résultante	Résultante générale d'un système de forces agissant sur l'avion, incluant les forces aérodynamiques du planeur et les forces de propulsion, mais excluant les forces de pesanteur et d'inertie et les forces de contact avec le sol.	\vec{R}
1.5.2	Composantes de la force résultante	<p>Composantes de la force résultante \vec{R}.</p> <p>Dans le trièdre avion (1.1.5):</p> <ul style="list-style-type: none"> composante suivant l'axe longitudinal composante suivant l'axe transversal composante suivant l'axe normal <p>Dans le trièdre aérodynamique (1.1.6):</p> <ul style="list-style-type: none"> composante suivant l'axe x_a composante suivant l'axe y_a composante suivant l'axe z_a 	<p>X</p> <p>Y</p> <p>Z</p> <p>X_a</p> <p>Y_a</p> <p>Z_a</p>

N°	Dénomination	Définition	Symbole
1.5.3	Coefficients de force	<p>Coefficients sans dimension des composantes de la force résultante (1.5.2), définis de la façon suivante:</p> <p>Dans le trièdre avion (1.1.5):</p> <p>coefficient relatif à X:</p> $\frac{X}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$ <p>coefficient relatif à Y:</p> $\frac{Y}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$ <p>coefficient relatif à Z:</p> $\frac{Z}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$ <p>Dans le trièdre aérodynamique (1.1.6):</p> <p>coefficient relatif à X_a:</p> $\frac{X_a}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$ <p>coefficient relatif à Y_a:</p> $\frac{Y_a}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$ <p>coefficient relatif à Z_a:</p> $\frac{Z_a}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$ <p>où</p> <p>ρ est la masse volumique (5.1.3) de l'air ambiant non influencé par le champ aérodynamique de l'avion;</p> <p>V est la vitesse-air (1.3.1);</p> <p>S est la surface de référence (1.4.5).</p> <p>NOTE — Les définitions ci-dessus ne sont pas usuellement utilisées pour les études relatives aux hélicoptères.</p>	<p>C_X</p> <p>C_Y</p> <p>C_Z</p> <p>C_{X_a}</p> <p>C_{Y_a}</p> <p>C_{Z_a}</p>
1.5.4	Moment résultant	Moment résultant du système de forces, dont la résultante est définie en 1.5.1, par rapport à un point de référence, usuellement le centre de gravité.	\vec{Q}