

NORME INTERNATIONALE

ISO
6702-1

Première édition
1991-11-15

Aéronefs — Prescriptions pour les systèmes embarqués de masse et de centrage —

Partie 1:

Généralités
(standards.iteh.ai)

Aircraft — Requirements for on-board weight and balance systems —

Part 1: General
<https://standards.iteh.ai/catalog/standards/sist/190005f4-69ad-4896-a340-b0d1c185492d/iso-6702-1-1991>



Numéro de référence
ISO 6702-1:1991(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 6702-1 a été élaborée par le comité technique ISO/TC 20, *Aéronautique et espace*, sous-comité SC 9, *Chargement et équipement au sol*.

Cette première édition de l'ISO 6702-1 annule et remplace l'ISO 6702:1984.

Trois classes de systèmes ont été déterminées:

- les systèmes de classe I, d'un très haut niveau de confiance et de haute exactitude;
- les systèmes de classe II, d'un haut niveau de confiance et d'exactitude inférieure;
- les systèmes de classe III, d'un haut niveau de confiance et ne mesurant et affichant que le centrage de l'aéronef.

L'ISO 6702 comprend les parties suivantes, présentées sous le titre général *Aéronefs — Prescriptions pour les systèmes embarqués de masse et de centrage*:

- *Partie 1: Généralités*
- *Partie 2: Caractéristiques de conception, de performance et d'interface*

© ISO 1991

Droits de reproduction réservés. 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

Aéronefs — Prescriptions pour les systèmes embarqués de masse et de centrage —

Partie 1: Généralités

Section 1: Généralités

1.1 Domaine d'application

La présente partie de l'ISO 6702 prescrit les exigences de fonctionnement, les caractéristiques et le mode d'installation des systèmes embarqués de masse et de centrage utilisés sur les avions de transport civil.

Elle ne prescrit aucune méthode de conception, aucun mécanisme ni aucun matériau pour atteindre les exigences prescrites.

1.2 Références normatives

Les normes suivantes contiennent des dispositions qui, par suite de la référence qui en est faite, constituent des dispositions valables pour la présente partie de l'ISO 6702. Au moment de la publication, les éditions indiquées étaient en vigueur. Toute norme est sujette à révision et les parties prenantes des accords fondés sur la présente partie de l'ISO 6702 sont invitées à rechercher la possibilité d'appliquer les éditions les plus récentes des normes indiquées ci-après. Les membres de la CEI et de l'ISO possèdent le registre des Normes internationales en vigueur à un moment donné.

ISO 6702-2:1991, *Aéronefs — Caractéristiques des systèmes embarqués de masse et de centrage* —

1) De facto ARINC 737, *On-board Weight and Balance System*, Aeronautical Radio Inc. (USA), 1985.

2) Endossement partiel de la publication EUROCAE ED-14B/RTCA DO-160B (réalisation commune de l'Organisation européenne pour l'équipement électronique de l'aviation civile et la Radio Technical Commission for Aeronautics).

3) De l'anglais «on-board weight and balance system».

Partie 2: *Caractéristiques de conception, de fonctionnement et d'interface.*¹⁾

ISO 7137:1987, *Aéronautique — Conditions d'environnement et procédures d'essai pour les équipements embarqués.*²⁾

ARINC 429, *Mark 33 Digital Information Transfer Systems DITS*, Aeronautical Radio Inc. (USA), 1987.

1.3 Caractéristiques générales

1.3.1 Le système de base de masse et de centrage à bord des aéronefs [OBWBS³⁾] doit permettre le mesurage direct et précis et l'affichage de la masse réelle de l'aéronef et de son centre de gravité dans les conditions statiques au sol. Il peut avoir des fonctions auxiliaires facultatives.

Le système doit fonctionner indépendamment de tout système extérieur à l'aéronef, à l'exception de l'alimentation électrique au sol lorsque l'aéronef n'a pas d'alimentation de bord propre.

1.3.2 La présente partie de l'ISO 6702 prescrit les caractéristiques de trois classes de systèmes embarqués de masse et de centrage.

a) Les systèmes de classe I doivent être des systèmes de haute exactitude et de haute perfor-

mance, d'un très haut niveau de confiance, et doivent être capables de mesurer et d'afficher à la fois la masse et le centrage de l'aéronef.

- b) Les systèmes de classe II doivent être des systèmes d'un haut niveau de confiance, qui ne remplissent pas les exigences d'exactitude des systèmes de classe I mais sont néanmoins capables de mesurer et d'afficher à la fois la masse et le centrage de l'aéronef.
- c) Les systèmes de classe III sont des systèmes d'un haut niveau de confiance, qui ne remplissent pas les exigences d'exactitude des systèmes de classe I et qui ne peuvent mesurer et afficher que le centrage de l'aéronef.

1.3.3 Par «niveau de confiance» on entend, dans le cadre de la présente partie de l'ISO 6702, la valeur globale de la mesure résultant des facteurs suivants:

- exactitude de mesure;
- intervalle de confiance statistique;
- probabilité de non détection d'une panne du système avant le décollage (y compris l'effet des redondances et doubles emplois intégrés éventuels).

1.4 Objet des systèmes de masse et de centrage

1.4.1 Systèmes de classe I

Les OBWBS de classe I ont pour objet de fournir des renseignements aussi précis que le permettent les méthodes et les matériels de contrôle au sol de la masse et du centrage des aéronefs.

1.4.2 Systèmes de classe II et de classe III

Les OBWBS de classe II et de classe III ont pour objet de donner des moyens fiables de détecter, avant le décollage de l'aéronef, les principales erreurs des calculs de masse et de centrage effectués par les méthodes et avec les matériels de contrôle au sol. Les systèmes de classe II et de classe III n'ont pas à remplir les exigences des systèmes de classe I.

1.4.3 Niveau de confiance

L'objectif général en matière de niveau global de confiance (voir 1.3.3) doit être de

- 99,7 % au minimum pour les OBWBS de classe I (très haut niveau de confiance);
- 95 % au minimum pour les OBWBS de classe II et de classe III (haut niveau de confiance).

<https://standards.iteh.ai/catalog/standards/sist/190005f4-69ad-4896-a340-b0d1c185492d/iso-6702-1-1991>

Section 2: Systèmes embarqués de masse et de centrage de classe I

2.1 Caractéristiques du système

Le système doit déterminer la masse réelle et l'emplacement réel du centre de gravité de l'aéronef de la manière suivante.

2.1.1 Plage de mesure

2.1.1.1 Masses

Le système doit déterminer et afficher la masse de l'aéronef sur une plage allant d'au moins 10 % au-dessous de la tare à 15 % au-dessus de la masse brute maximale de roulage de l'aéronef. Une indication de dépassement doit être prévue si la masse calculée dépasse la masse maximale affichable.

2.1.1.2 Centre de gravité (centrage)

Le système doit déterminer et afficher l'emplacement du centre de gravité de l'aéronef sur une plage déterminée de la manière suivante.

2.1.1.2.1 Généralités

Déterminer la plage maximale de centrage, exprimée sous forme de pourcentage d'une corde de référence, en utilisant par exemple la corde aérodynamique moyenne [MAC]⁴⁾ ou un équivalent, en soustrayant la limite la plus avant de la limite la plus arrière. Repousser vers l'avant la limite de centrage la plus avant, d'une quantité égale à 50 % de la plage totale de l'aéronef ou à 20 % de la MAC en avant de la limite la plus avant, selon le point situé le plus en avant. Repousser vers l'arrière la limite de centrage la plus arrière, d'une quantité égale à 50 % de la plage totale de l'aéronef ou à 20 % en arrière du point de basculement statique arrière, selon le point situé le plus en arrière.

2.1.1.2.2 Centre de gravité latéral (centrage latéral)

En cas de besoin pour un usage spécifique de l'aéronef, le système doit être capable de déterminer l'emplacement du centre de gravité latéral de l'aéronef à l'intérieur d'une enveloppe symétrique dépassant de 10 % les limites latérales certifiées de centrage de l'aéronef.

2.1.2 Mode de fonctionnement

Le système doit déterminer la masse et l'emplacement du centre de gravité de l'aéronef à la fois

en mode statique au sol et en mode de roulage, et doit compenser les facteurs suivants.

2.1.2.1 Toute combinaison de pentes de l'aire jusqu'à 3 % et/ou de variations d'assiette, autour des axes longitudinal et transversal, jusqu'à 3° au-delà de la plage établie d'excursion d'assiette au sol.

2.1.2.2 Freins de l'aéronef appliqués ou relâchés.

2.1.2.3 Mécanisme de direction du train d'atterrissage réglé de zéro au rayon de virage minimal.

2.1.2.4 Variation continue de la température des freins de l'aéronef, de 20 °C au-dessus de la température maximale admise avant autorisation de vol au refroidissement jusqu'à température ambiante.

2.1.2.5 Variations de 50 % de la pression normale de la jambe oléopneumatique du train d'atterrissage à n'importe quel degré admissible de sortie de cette jambe.

2.1.2.6 Vent de 110 km/h (60 kt) ou limite maximale de fonctionnement de l'aéronef au sol, selon la valeur la plus faible, par azimuth de 360°. Le système doit donner des indications stables de masse et de centre de gravité par rafales de vent donnant un différentiel minimal de 18 km/h (10 kt). Il est admis de simuler manuellement le vent et l'azimut.

2.1.2.7 Toute combinaison de régime moteur depuis zéro jusqu'à la poussée de roulage/manœuvre au sol, dans la plage de variation autorisée d'altitude d'aéroport.

2.1.2.8 Tout effet du chargement ou du déchargement de l'aéronef, ou du transfert de charge ou de carburant à bord.

2.1.2.9 Marche ou arrêt du système hydraulique de basculement du train d'atterrissage.

2.1.3 Exactitude

Le système doit être capable de déterminer et d'afficher la masse réelle et l'emplacement réel du centre de gravité de l'aéronef avec une exactitude de ± 1 % de la masse réelle et de ± 1 % de la corde de référence (MAC ou équivalent). L'emplacement du centre de gravité latéral doit être déterminé et affiché, si nécessaire, avec une exactitude de ± 3 % de la plage latérale de centrage.

4) De l'anglais «mean aerodynamic chord».

L'objectif visé est de garantir l'exactitude ci-dessus à trois écarts-types près.

2.1.4 Temps de réponse

À une commande d'affichage continu de la masse et de l'emplacement du centre de gravité, le système doit répondre en moins de 1 min après le contrôle automatique initial.

2.1.5 Éléments du système

Le système doit comporter le minimum d'éléments requis pour accomplir les fonctions prescrites dans la présente partie de l'ISO 6702. Un système type se compose de quatre sous-systèmes éventuellement en double: unité d'affichage, unité de calcul, capteurs, boîte de calibration, avec les circuits et câbles de branchement associés. Aucun matériel extérieur, aucune rampe, aucun stabilisateur ni support temporaire de l'aéronef au sol ne doit être requis.

2.1.5.1 Description des éléments

2.1.5.1.1 Unité d'affichage

L'unité d'affichage doit permettre la lecture continue de la masse de l'aéronef, à 100 kg près, sous la forme d'un affichage numérique à quatre chiffres lumineux de 6,4 mm de hauteur minimale. Elle doit également afficher en continu l'emplacement du centre de gravité de l'aéronef à 0,1 % près de la corde de référence (MAC ou équivalent), sous la forme d'un affichage numérique à trois chiffres lumineux de 6,4 mm de hauteur minimale.

L'affichage doit être visible dans des conditions allant du plein ensoleillement à l'obscurité totale. L'intensité lumineuse de l'unité d'affichage doit être contrôlée par les commandes normales d'éclairage des instruments du poste de pilotage, sauf si des commandes spéciales sont prévues à cet effet.

L'unité d'affichage doit contenir toutes les commandes nécessaires pour faire fonctionner et contrôler automatiquement le système. Si des commandes sont nécessaires pour le réglage en vol, elles doivent se trouver sur l'unité d'affichage. Cette dernière doit permettre une indication distincte du dépassement des limites de masse et de centrage, ou du fonctionnement du système en mode dégradé lorsque ces options sont utilisées (voir 2.2).

L'emplacement de l'unité d'affichage, sa manœuvre et son intégration dans les commandes du poste de pilotage doivent être conformes aux prescriptions d'optimisation de l'aménagement du poste de pilotage.

5) De l'anglais «airborne integrated data system.»

2.1.5.1.2 Unité de calcul

L'unité de calcul doit effectuer les opérations requises par les fonctions du système. Cette unité doit être munie de dispositifs permettant l'envoi de signaux à d'autres unités d'affichage à distance, ou de signaux avertissant du dépassement des limites de masse et de centrage. L'unité de calcul doit signaler, au niveau de l'unité d'affichage ou par l'intermédiaire d'un système d'affichage centralisé, tout mauvais fonctionnement résultant d'une panne du système ou tout dépassement de l'erreur maximale d'indication de la masse de l'aéronef ou de l'emplacement de son centre de gravité. Elle doit également permettre de rechercher les causes de panne en cas de mauvais fonctionnement. Elle doit pouvoir transmettre les signaux de l'ARINC 429 utilisables par les équipements de surveillance extérieure du type AIDS⁵⁾ (dispositif d'acquisition de données en vol).

Il doit être possible de remplacer l'unité de calcul sans avoir à réétalonner le système.

2.1.5.1.3 Capteurs

Les capteurs doivent détecter les variations de masse et d'assiette de l'aéronef et les transmettre à l'unité de calcul. Le nombre, le mode de montage et l'emplacement des capteurs dépendent de la conception spécifique de l'aéronef et du système. Les systèmes permettant d'éliminer les frottements dans le train d'atterrissage, s'ils sont utilisés, et les capteurs d'assiette doivent être considérés comme parties du sous-système des capteurs.

2.1.5.1.4 Boîte de calibration

Toutes les données de calibration doivent être recueillies dans une boîte de calibration demeurant dans l'aéronef lorsque d'autres éléments sont changés, pour éviter d'avoir à effectuer un nouvel étalonnage. La boîte de calibration doit contenir les commandes nécessaires pour régler la capacité de lecture du système dans les limites d'exactitude spécifiées pour l'aéronef considéré; ces commandes doivent être protégées contre un usage prohibé ou par inadvertance.

2.1.5.2 Dimensions des éléments, compatibilité et interface

Les éléments de l'OBWBS doivent satisfaire aux exigences de dimensions, de compatibilité, d'interface et d'interchangeabilité prescrites dans l'ISO 6702-2.

2.1.5.3 Alimentation

Le système doit fonctionner sur l'alimentation électrique de l'aéronef, de 115 V en courant alternatif, 400 Hz. Il doit également pouvoir fonctionner lorsque l'appareil est alimenté par une source au sol, et il doit continuer de fonctionner après des transitoires normaux ou des interruptions de courant (par exemple lors du passage de l'alimentation au sol à l'alimentation de bord).

2.1.5.4 Masse

Le système doit être de la masse minimale compatible avec sa fonction et les exigences de maintenance et de fiabilité. L'objectif de conception doit être de 22,7 kg au maximum, sans compter les circuits ou les câbles de raccordement.

2.1.6 Conditions d'environnement et de fonctionnement

Le système doit satisfaire aux exigences de l'ISO 7137 et notamment aux exigences suivantes.

2.1.6.1 Tous les éléments du fuselage pressurisé doivent remplir les conditions de température et d'altitude spécifiées pour les matériels de la classe A-2 dans l'ISO 7137.

2.1.6.2 Tous les autres éléments doivent remplir les conditions de température et d'altitude spécifiées pour les matériels des classes D-2 et E-2 dans l'ISO 7137.

2.1.6.3 Tous les éléments doivent remplir les conditions de la catégorie B, «humidité sévère», de l'ISO 7137.

2.1.6.4 Tous les éléments doivent remplir les autres exigences de l'ISO 7137, à l'exception des éléments du fuselage pressurisé qui sont exemptés des exigences concernant l'«impermeabilité à l'eau» et la «résistance aux fluides».

2.1.6.5 Le système doit supporter, sans endommagement ni désétalonnage, une variation de masse de l'aéronef allant de zéro à 150 % de la masse brute maximale de roulage. Les capteurs doivent pouvoir supporter, sans endommagement, les contraintes résultant de l'atterrissage le plus brutal spécifié pour le type d'aéronef considéré.

2.1.6.6 Le système doit supporter, sans endommagement ni désétalonnage, une variation du centrage de l'aéronef pouvant atteindre 100 % de la plage totale de centrage de service au sol.

2.1.6.7 Les capteurs doivent supporter, sans endommagement ni fatigue, les contraintes et déformations du train d'atterrissage au décollage, à l'atterrissage, au roulage, au freinage et durant le chargement, pendant une durée égale à 15 000 cycles d'atterrissage ou à un nombre spécifié de cycles compatibles avec 10 000 h de vol, en choisissant la plus grande de ces deux valeurs. Les capteurs doivent pouvoir supporter des contraintes égales à 150 % au moins de la masse brute maximale de roulage de l'aéronef.

2.1.7 Maintenabilité et fiabilité

2.1.7.1 Construction

Les pièces, raccords et fixations utilisés doivent, si possible, être normalisés.

2.1.7.2 Remplacement de pièces

Aucun outil spécial ne doit être nécessaire pour démonter et remplacer les éléments du système, sauf pour l'installation des supports de capteurs qui peut nécessiter l'utilisation d'outils spéciaux. Le remplacement d'éléments doit demander le moins de démontage possible d'autres systèmes ou éléments de l'aéronef. L'un des objectifs de conception doit être de pouvoir remplacer un élément, le régler si nécessaire, et vérifier le système en moins de 1 h. La conception des capteurs et de leur montage doit viser à réduire le risque d'endommagement en cours de démontage et de remplacement.

2.1.7.3 Recherche des causes des pannes

La vérification automatique du système doit pouvoir être effectuée par une personne sur l'unité d'affichage. L'unité de calcul doit être munie d'un connecteur d'essai ou de commandes permettant de rechercher les causes des pannes de son propre fonctionnement. La conception du système doit permettre l'isolation et la vérification de chaque capteur séparément. Le matériel doit être conçu de telle sorte que la panne d'un élément à autosurveillance ne puisse entraîner un fonctionnement défectueux du système.

2.1.7.4 Étalonnage

Les éléments du système doivent être conçus de manière à ne pas demander de nouvel étalonnage avant l'équivalent d'au moins 10 000 h de vol.

2.1.7.5 Réglage

Le système doit être conçu de manière à accomplir un réglage automatique du zéro à chaque vol.

2.1.7.6 Fiabilité opérationnelle

Le système doit être conçu de manière à avoir une fiabilité minimale de 99 % des départs, compte tenu des défaillances de système détectées et des fonctionnements éventuels en mode dégradé.

2.1.7.7 Interchangeabilité

Tous les éléments doivent être conçus de manière à assurer une interchangeabilité avec n'importe quel élément identique sans réglage. Les éléments fabriqués sur mesure pour un type particulier d'aéronef doivent être interchangeables avec des éléments similaires d'autres types d'aéronefs avec un réglage minimal du système. En aucun cas il ne doit y avoir d'étalonnage ou de réétalonnage.

2.2 Fonctions facultatives

Les fonctions facultatives qui suivent ont été considérées comme des fonctions supplémentaires souhaitables, à spécifier en cas de besoin après accord mutuel entre le fabricant et l'utilisateur. Ces fonctions, de caractère facultatif, ne doivent perturber en rien les fonctions fondamentales, les caractéristiques et l'installation du système.

2.2.1 Masse et centrage en vol

Il convient que le système puisse recevoir les signaux de contrôle de débit, de quantité et de transfert de combustible ainsi que d'angle d'attaque et d'assiette longitudinale transmis par le système de navigation, et puisse calculer puis afficher la masse et le centrage en vol de l'aéronef d'après la dernière mesure statique.

2.2.2 Planification de la consommation de combustible en vol

Il convient que le système puisse prévoir l'effet sur la masse et le centrage de l'aéronef de chaque plan de consommation ou de transfert de carburant choisi.

2.2.3 Affichage à distance

Il convient que le système permette l'affichage à distance de la masse et du centrage de l'aéronef.

2.2.4 Signal d'alarme audible de basculement au sol

Il convient que le système émette un signal d'alarme en cas de basculement potentiel de l'aéronef au sol. Dans les avions-cargos, combinés ou

convertibles, le même signal constitue un signal de sortie avec annulation pour couper l'alimentation des systèmes de chargement de l'aéronef.

2.2.5 Signal de pression insuffisante des pneumatiques ou de la jambe de force

Il convient que le système donne une indication, ou un moyen de repérage, de la diminution de pression de la jambe de force ou des pneumatiques.

2.2.6 Indication d'atterrissage brutal

Il convient que le système donne une indication, avec annulation, de tout atterrissage effectué à une force égale ou supérieure à la force signalant un atterrissage brutal pour un aéronef donné.

2.2.7 Affichage à distance des limites préétablies de masse et de centrage

Il convient que le système indique, sur des unités d'affichage à distance, le passage ou le dépassement des limites préétablies de masse et de centrage.

2.2.8 Signal de sortie AIDS

Il convient que le système fournisse des signaux au dispositif d'acquisition de données en vol (AIDS) ou à l'enregistreur de vol. La valeur de ces signaux doit correspondre aux exigences des dispositifs ou des enregistreurs particuliers, mais doit être en tout cas compatible avec les spécifications d'interface pertinentes.

2.2.9 Fonctionnement en mode dégradé

En cas de panne d'un ou de plusieurs capteurs, il convient que le système puisse maintenir un service dégradé dans la limite de 2 % de la masse réelle ou de la corde aérodynamique moyenne (MAC) réelle, par la mise en œuvre de capteurs de remplacement dans le circuit. Il doit également maintenir un service dégradé équivalent en cas de panne d'un élément du système fonctionnant en double commande. Il convient qu'un signal indiquant que le système fonctionne en mode dégradé apparaisse sur l'unité d'affichage.

2.2.10 Impression

Il convient que le système puisse communiquer les données finales de masse et de centrage à une imprimante de bord, ou transmettre cette information à une imprimante à distance par un système de transmission du type ACARS, AIRCOM ou équivalent.

2.2.11 Centrage latéral (sauf exigence de base)

Il convient que le système détermine le centre de

gravité latéral de l'aéronef à l'intérieur d'une enveloppe symétrique dépassant de 10 % les limites latérales certifiées de centrage de l'aéronef et qu'il affiche le centrage latéral à 3 % près de la portée de centrage latéral de l'aéronef.

iTeh STANDARD PREVIEW
(standards.iteh.ai)

ISO 6702-1:1991

<https://standards.iteh.ai/catalog/standards/sist/190005f4-69ad-4896-a340-b0d1c185492d/iso-6702-1-1991>

Section 3: Systèmes embarqués de masse et de centrage de classe II

3.1 Caractéristiques du système

Le système doit déterminer la masse réelle et l'emplacement réel du centre de gravité de l'aéronef de la manière suivante.

3.1.1 Plage de mesure

3.1.1.1 Masses

Le système doit déterminer et afficher la masse de l'aéronef sur une plage allant d'au moins 10 % au-dessous de la tare à 15 % au-dessus de la masse brute maximale de roulage de l'aéronef. Une indication de dépassement doit être prévue si la masse calculée dépasse la masse maximale affichable.

3.1.1.2 Centre de gravité (centrage)

Le système doit déterminer et afficher l'emplacement du centre de gravité de l'aéronef sur une plage déterminée comme suit.

Déterminer la plage maximale de centrage, exprimée sous forme de pourcentage d'une corde de référence, en utilisant par exemple la corde aérodynamique moyenne (MAC) ou un équivalent, en soustrayant la limite la plus avant de la limite la plus arrière. Repousser vers l'avant la limite de centrage la plus avant, d'une quantité égale à 50 % de la plage totale de l'aéronef ou à 20 % de la MAC en avant de la limite la plus avant, selon le point situé le plus en avant. Repousser vers l'arrière la limite de centrage la plus arrière, d'une quantité égale à 50 % de la plage totale de l'aéronef ou à 20 % en arrière du point de basculement statique arrière, selon le point situé le plus en arrière.

3.1.2 Mode de fonctionnement

Le système doit déterminer la masse et l'emplacement du centre de gravité de l'aéronef au sol, au moins en mode de roulage, mais de préférence à la fois en mode de roulage et en mode statique, et doit compenser les facteurs suivants.

3.1.2.1 Compensation automatique

3.1.2.1.1 Variations de 50 % de la pression normale de la jambe oléopneumatique du train d'atterrissage, à n'importe quel degré admissible de sortie de cette jambe.

3.1.2.1.2 Le système doit donner des indications stables de masse et de centre de gravité par rafales de vent donnant un différentiel minimal de 18 km/h (10 kt).

3.1.2.1.3 Tout effet du chargement ou du déchargement de l'aéronef, ou du transfert de charge ou de carburant à bord.

3.1.2.1.4 D'autres facteurs de compensation peuvent être pris en considération à l'aide d'abaques de correction ou de moyens équivalents, mais la prise en compte peut se faire automatiquement si la conception du système le permet sans frais ni opération complexe supplémentaires.

3.1.2.2 Compensation par abaque de correction ou autre moyen

3.1.2.2.1 Toute combinaison de pentes de l'aire jusqu'à 3 % et/ou de variations d'assiette, autour des axes longitudinal et transversal, jusqu'à 3° au-delà de la plage établie d'excursion d'assiette au sol.

3.1.2.2.2 Freins de l'aéronef appliqués ou relâchés.

3.1.2.2.3 Mécanisme de direction du train d'atterrissage réglé de zéro au rayon de virage minimal.

3.1.2.2.4 Freins de l'aéronef entre la température ambiante et 20 °C au-dessus de la température maximale admise avant autorisation de vol.

3.1.2.2.5 Vent de 110 km/h (60 kt) ou limite maximale de fonctionnement de l'aéronef au sol, selon la valeur la plus faible, par azimuth de 360°.

3.1.2.2.6 Toute combinaison de régime moteur depuis zéro jusqu'à la poussée de roulage/manœuvre au sol, sur la plage de variation autorisée d'altitude d'aéroport.

3.1.2.2.7 Marche ou arrêt du système hydraulique de basculement du train d'atterrissage.

3.1.3 Exactitude

Le système doit être capable de déterminer et d'afficher la masse réelle et l'emplacement réel du centre de gravité de l'aéronef avec une exactitude de ± 2 % de la masse brute maximale de roulage de l'aéronef et de ± 3 % de la corde de référence (MAC ou équivalent).

L'objectif visé est de garantir l'exactitude ci-dessus à deux écarts-types près.

3.1.4 Temps de réponse

À une commande d'affichage continu de la masse et de l'emplacement du centre de gravité, le système doit répondre en moins de 1 min après le contrôle automatique initial.

3.1.5 Éléments du système

Le système doit comporter le minimum d'éléments requis pour accomplir les fonctions prescrites dans la présente partie de l'ISO 6702. Un système type se compose de quatre sous-systèmes normalement pas en double: unité d'affichage, unité de calcul, capteurs, boîte de calibration, avec les circuits et câbles de branchement associés. Aucun matériel extérieur, aucune rampe, aucun stabilisateur ni support temporaire de l'aéronef au sol ne doit être requis.

3.1.5.1 Description des éléments

3.1.5.1.1 Unité d'affichage

L'unité d'affichage doit permettre la lecture continue de la masse de l'aéronef, à 100 kg près pour un aéronef de masse brute maximale de roulage inférieure à 100 000 kg, ou à 1 000 kg près pour un aéronef de masse brute maximale de roulage supérieure à 100 000 kg, sous la forme d'un affichage numérique à trois chiffres lumineux de 6,4 mm de hauteur minimale. Elle doit également afficher en continu l'emplacement du centre de gravité de l'aéronef à 1 % près de la corde de référence (MAC ou équivalent), sous la forme d'un affichage numérique à deux chiffres lumineux de 6,4 mm de hauteur minimale.

L'affichage doit être visible dans des conditions allant du plein ensoleillement à l'obscurité totale. L'intensité lumineuse de l'unité d'affichage doit être contrôlée par les commandes normales d'éclairage des instruments du poste de pilotage, sauf si des commandes spéciales sont prévues à cet effet.

L'unité d'affichage doit contenir toutes les commandes nécessaires pour faire fonctionner et contrôler automatiquement le système. L'unité d'affichage doit permettre une indication distincte du dépassement des limites de masse et de centrage si cette option est utilisée (voir 3.2).

L'emplacement de l'unité d'affichage, sa manœuvre et son intégration dans les commandes du poste de pilotage doivent être conformes aux prescriptions d'optimisation de l'aménagement du poste de pilotage.

3.1.5.1.2 Unité de calcul

L'unité de calcul doit effectuer les opérations requises par les fonctions du système. Cette unité doit

être munie de dispositifs permettant l'envoi de signaux à d'autres unités d'affichage à distance, ou de signaux avertissant du dépassement des limites de masse et de centrage. L'unité de calcul doit signaler, au niveau de l'unité d'affichage ou par l'intermédiaire d'un système d'affichage centralisé, tout mauvais fonctionnement résultant d'une panne du système. Elle doit également permettre de rechercher les causes de panne en cas de mauvais fonctionnement. Elle doit pouvoir transmettre les signaux de l'ARINC 429 utilisables par les équipements de surveillance extérieure du type AIDS (dispositif d'acquisition de données en vol).

Il doit être possible de remplacer l'unité de calcul sans avoir à réétalonner le système.

3.1.5.1.3 Capteurs

Les capteurs doivent détecter les variations de masse et d'assiette de l'aéronef et les transmettre à l'unité de calcul. Le nombre, le mode de montage et l'emplacement des capteurs dépendent de la conception spécifique de l'aéronef et du système. Les systèmes permettant d'éliminer les frottements dans le train d'atterrissage, s'ils sont utilisés, et les capteurs d'assiette doivent être considérés comme parties du sous-système des capteurs.

3.1.5.1.4 Boîte de calibration

Toutes les données de calibration doivent être recueillies dans une boîte de calibration demeurant dans l'aéronef lorsque d'autres éléments sont changés, pour éviter d'avoir à effectuer un nouvel étalonnage. La boîte de calibration doit contenir les commandes nécessaires pour régler la capacité de lecture du système dans les limites d'exactitude spécifiées pour l'aéronef considéré; ces commandes doivent être protégées contre un usage prohibé ou par inadvertance.

3.1.5.2 Dimensions des éléments, compatibilité et interface

Les éléments de l'OBWBS doivent satisfaire aux exigences de dimensions, de compatibilité, d'interface et d'interchangeabilité prescrites dans l'ISO 6702-2.

3.1.5.3 Alimentation

Le système doit fonctionner sur l'alimentation électrique de l'aéronef, de 115 V en courant alternatif, 400 Hz. Il doit également pouvoir fonctionner lorsque l'appareil est alimenté par une source au sol, et il doit continuer de fonctionner après des transitoires normaux ou des interruptions de courant (par exemple lors du passage de l'alimentation au sol à l'alimentation de bord).