
Norme internationale



6702

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

Aéronefs — Caractéristiques des systèmes de contrôle de la masse et du centrage à bord

Aircraft — Requirements for on board weight and balance control systems

Première édition — 1984-12-15

CDU 629.7.013 : 531.24

Réf. n° : ISO 6702-1984 (F)

Descripteurs : aéronef, poids, équilibrage, spécification.

Prix basé sur 4 pages

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 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 6702 a été élaborée par le comité technique ISO/TC 20, *Aéronautique et espace*.

Aéronefs — Caractéristiques des systèmes de contrôle de la masse et du centrage à bord

1 Objet et domaine d'application

La présente Norme internationale spécifie les exigences de fonctionnement, les caractéristiques et le mode d'installation des systèmes de contrôle de la masse et du centrage à bord, utilisés sur les avions de transport civil. Elle ne spécifie aucune méthode de conception, aucun mécanisme ni aucun matériau pour atteindre les exigences spécifiées.

Le système de base de contrôle de la masse et du centrage à bord des aéronefs [OBWBCS¹⁾] 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 les fonctions auxiliaires facultatives indiquées au chapitre 5. 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 de réseau de bord propre.

2 Références

Spécification 404A, *Air Transport Equipment Cases and Rack-ing*, Aeronautical Radio Inc. (U.S.), 1974.²⁾

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

3 Contrôle de la masse et du centrage

L'objectif de l'OBWBCS est d'être utilisable comme moyen fondamental de détermination de la masse et du centrage pour satisfaire aux réglementations officielles des autorités concernant le contrôle de la masse et du centrage des aéronefs avant autorisation de vol.

4 Caractéristiques exigées

Le système doit déterminer la masse et le centre de gravité réels de l'aéronef de la manière suivante.

4.1 Étendue de mesurage

4.1.1 Masses

Le système doit déterminer et afficher la masse de l'aéronef sur une plage allant de 10 % au-dessous de la masse à vide à 10 % au-dessus de la masse brute maximale de roulage de l'aéronef.

4.1.2 Centre de gravité (centrage)

Le système doit déterminer et afficher le 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, telle que la corde aéronautique moyenne (CAM) ou l'équivalent, en soustrayant la limite la plus avant de la limite la plus arrière. Repousser la limite de centrage la plus avant vers l'avant, d'une quantité égale à 50 % de la plage totale de l'aéronef sans dépasser le point avant équivalant à la CAM zéro. Repousser la limite de centrage la plus arrière vers l'arrière, d'une quantité égale à 50 % de la plage totale de l'aéronef ou jusqu'au point de basculement statique arrière, selon le point situé le plus en arrière.

4.1.2.1 Centre de gravité latéral (centrage latéral)

En cas de besoin pour un usage spécifique de l'aéronef, le système doit être capable de déterminer 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.

4.2 Mode de fonctionnement

Le système doit déterminer la masse et le centre de gravité de l'aéronef en mode statique au sol et doit compenser les facteurs suivants.

4.2.1 Compensation automatique

4.2.1.1 Toute combinaison de pentes de piste jusqu'à 3 % et 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.

4.2.1.2 Serrage ou relâchement des freins de l'aéronef.

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

4.2.1.4 Freins de l'aéronef à la température ambiante ou à la température maximale admise avant autorisation de vol.

1) De l'anglais «On Board Weight and Balance Control System».

2) Ou document analogue, jusqu'à ce qu'une Norme internationale soit disponible.

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

4.2.2 Compensation par abaque de correction ou autre

4.2.2.1 Vent de 74 km/h (40 kt) par azimuth de 360°.

4.2.2.2 Toutes combinaisons de régime de moteur depuis zéro jusqu'à la poussée au ralenti au sol, sur la plage de variation autorisée de site d'aéroport.

4.3 Précision

Le système doit être capable de déterminer et d'afficher la masse et le centre de gravité de l'aéronef avec une précision de $\pm 0,5$ % de la masse réelle et de $\pm 0,5$ % de la corde aérodynamique moyenne (CAM). Le centre de gravité latéral doit être déterminé et affiché, si nécessaire, avec une précision de 1,0 % de la plage latérale de centrage.

4.4 Temps de réponse

À une commande d'affichage de la masse et du centre de gravité, le système doit répondre dans la minute, temps d'échauffement compris.

4.5 Éléments du système

Le système doit comporter le minimum d'éléments requis pour accomplir les fonctions définies dans la présente Norme internationale. Un système type se compose de quatre sous-systèmes : unité d'affichage, unité de calcul, capteurs, boîte de tarage, avec les circuits et câbles de branchement associés. Aucun matériel extérieur, rampes, stabilisateurs ou supports temporaires de l'aéronef au sol, n'est requis.

4.5.1 Description des éléments

4.5.1.1 Unité d'affichage

L'unité d'affichage doit permettre la lecture, sous forme numérique, de la masse de l'aéronef avec des échelonnements de 50 kg et de son centre de gravité avec des échelonnements de 0,10 % de la corde de référence (CAM ou l'équivalent), en chiffres lumineux de 6,4 mm de hauteur minimale. L'affichage doit être visible en plein soleil comme dans 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.

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 cette option est utilisée (voir 5.13).

4.5.1.2 Unité de calcul

L'unité de calcul doit effectuer les opérations requises par les fonctions du système. Cette unité peut être munie de dispositifs permettant l'envoi de signaux à d'autres unités d'affichage à distance ou en cas de dépassement des limites de centrage. Elle doit également permettre de contrôler un mauvais fonctionnement du système de recherche des causes de pannes, ou d'y remédier.

4.5.1.3 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. Les systèmes permettant d'éliminer les frottements dans le train d'atterrissage et les capteurs d'assiette doivent être considérés comme parties du sous-système des capteurs.

4.5.1.4 Boîte de tarage

La boîte de tarage doit contenir les commandes nécessaires pour régler la capacité de lecture du système dans les limites de précision spécifiées pour l'aéronef considéré. Ces commandes doivent être protégées contre un usage prohibé ou par inadvertance.

4.5.2 Dimensions des éléments et interface

Les éléments doivent être de la taille minimale compatible avec leur fonction et les exigences d'entretien et de fiabilité.

L'unité d'affichage doit être compatible avec les exigences de montage frontal de l'aéronef considéré. L'unité de calcul doit être compatible avec les exigences d'interface des armoires électroniques ARINC, Spécification 404A. Les capteurs doivent être compatibles avec les exigences de fixation du train d'atterrissage et des structures de l'aéronef considéré, et doivent tenir compte des conditions d'environnement, d'entretien et de fiabilité spécifiées dans la présente Norme internationale.

4.5.3 Caractéristiques de puissance

4.5.3.1 Alimentation électrique

Le système doit fonctionner sur l'alimentation électrique de l'aéronef de 115 V, courant alternatif, 400 Hz; de 28 V, courant continu, ou de 5 V, courant alternatif, pour l'éclairage. 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).

4.5.3.2 Puissance consommée

Le système ne doit pas consommer plus de 500 W en puissance de crête. Le facteur de puissance doit être d'au moins 0,86.

4.5.4 Masse

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

4.6 Compatibilité

Il ne doit y avoir aucune interférence de structure, de caractéristiques électriques de fonctionnement ou d'entretien entre l'OBWBCS et un autre système ou élément quelconque de l'aéronef, que l'OBWBCS soit en marche, à l'arrêt ou en panne de mode normal en service. La conception du système doit prévoir des dispositifs de protection contre les risques mécaniques, électriques ou d'explosion en cours de fonctionnement, à l'arrêt ou en cas de panne normale. L'OBWBCS doit être compatible, du point de vue électromagnétique, avec les autres systèmes de l'avion, qu'il soit en fonctionnement, à l'arrêt ou dans un état de panne normal.

4.7 Conditions d'environnement et de fonctionnement

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

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

4.7.2 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.

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

4.7.4 Tous les éléments doivent remplir les autres conditions de l'ISO 7137, à l'exception des éléments du fuselage sous pression qui sont exemptés des exigences des chapitres 10, «Étanchéité», et 11, «Fluides hydrauliques», de l'ISO 7137.

4.7.5 Le système doit supporter, sans endommagement ni désétalonnage, une variation de masse de l'aéronef allant de zéro à 100 % de la masse maximale brute de roulage.

4.7.6 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.

4.7.7 Effort cyclique

Les capteurs doivent supporter, sans endommagement ni fatigue, les contraintes et déformations du train d'atterrissage à l'atterrissage, au roulage, au freinage et au 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. Le chargement maximal doit être de 300 % de la masse maximale brute de roulage de l'aéronef.

4.8 Maintenabilité et fiabilité

4.8.1 Construction

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

4.8.2 Remplacement des pièces

Un minimum d'outils spéciaux doit être nécessaire pour démonter et remonter les éléments du système. Le remplacement d'éléments doit demander le moins de démontage possible d'autres systèmes ou éléments de l'aéronef. L'un des objectifs de la conception doit être de pouvoir remplacer une pièce, la régler si nécessaire, et vérifier le système en moins de 1 h. La conception des capteurs et de leur montage doit viser à un minimum de risque d'endommagement en cours de démontage et de remontage.

4.8.3 Recherche des causes de pannes

La vérification automatique du système doit être faite par une personne sur l'unité d'affichage. Le calculateur doit être muni d'un connecteur d'essai permettant de rechercher les causes de 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 n'entraîne pas un fonctionnement défectueux du système.

4.8.4 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.

4.8.5 Réglage

Le système doit être conçu de manière à avoir, sur l'unité d'affichage, des commandes de réglage mineur par rapport à la référence de base zéro du système. Le réglage doit pouvoir se faire au sol ou en vol. La procédure de réglage doit être simple et rapide et doit pouvoir se faire sans outil.

4.8.6 Fiabilité

Le système doit être conçu de manière à avoir une moyenne des temps de bon fonctionnement (MTBF) au moins équivalente à 10 000 h de vol.

4.8.7 Interchangeabilité

Tous les éléments doivent être conçus de manière à assurer une interchangeabilité avec n'importe quel élément identique du type particulier d'aéronef, avec un minimum de réglage du système et aucun étalonnage.