

УДК 533.69.04

А.В. Борзенкова, Г.А. Черепашук

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

## ОЦЕНКА НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*Усовершенствованы расчетные схемы для определения положения центра тяжести самолетов и вертолетов. Оценена неопределенность измерения положения центра тяжести летательных аппаратов. Предложено применение метода физического моделирования при метрологической аттестации систем взвешивания и центровки летательных аппаратов.*

**Ключевые слова:** центр тяжести, неопределенность, метрологическое обеспечение, имитационное моделирование, система взвешивания и центровки.

### Введение

**Постановка проблемы.** Измерение положения тяжести (ЦТ) быстро движущихся механизмов, в частности самолетов и вертолетов играет важную роль в области гражданского авиастроения. Центровка летательных аппаратов является одним из основных факторов обеспечения необходимого уровня надежности и безопасности полетов [1].

В соответствии с требованиями ИКАО 9760 (ICAO – International Civil Aviation Organization) и Federal Aviation Administration, а также НГЛС (Нормы летной годности самолетов), необходимо производить взвешивание и определять фактическое положение ЦТ всех самолетов в процессе их эксплуатации (один раз в 4 года), даже если за это время не выполнялись их доработки или ремонты. Кроме того, внеочередному определению массы и центровке подлежат все переоборудованные и доработанные самолеты, а также самолеты до и после ремонта. Взвешивание и центровку летательных аппаратов необходимо производить для подтверждения того, что вес находится в допустимых пределах и координаты центра тяжести лежат в допустимом диапазоне.

Выполнение данных требований повышает безопасность и эффективность полетов.

Своевременное и точное взвешивание и центровка летательных аппаратов позволяет снизить уровень авиационных катастроф из-за неправильной загрузки самолетов и вертолетов, а также повысить безопасность полетов.

**Анализ последних публикаций и достижений.** Существующие системы для определения веса и положения центра тяжести самолетов и вертолетов, разработанные НПО «Дискрет» [2], фирмами «АКСИС», «СКАЛЕС» [3], «Пульсар-92», проходят метрологическую аттестацию с определением метрологических характеристик только для каналов измерения веса, в то время как аттестация той части

системы, которая определяет координаты центра тяжести, не производится.

**Целью статьи** является обоснование применения метода физического моделирования при метрологической аттестации систем взвешивания и центровки летательных аппаратов и оценка неопределенности измерения положения центра тяжести самолетов и вертолетов.

### Постановка задачи:

1. Усовершенствование расчетных схем для определения положения центра тяжести самолетов и вертолетов.
2. Оценка неопределенности измерения положения центра тяжести летательных аппаратов.
3. Применение метода физического моделирования при метрологической аттестации систем взвешивания и центровки летательных аппаратов.

### Основной раздел

**1 Расчетные схемы для определения центра тяжести самолетов и вертолетов.** При практическом определении ЦТ самолета широкое распространение нашел способ взвешивания его на платформенных или стоечных весах [4]. После измерения составляющих веса самолета расчет координат ЦТ производят по формулам, приведенным в технической документации на каждый тип самолета, вручную или автоматически на компьютере.

Стандартные расчетные схемы для определения положения центра тяжести летательных аппаратов сложны и их использование достаточно трудоемко и не дает высокой точности. Оценка точности определения центра тяжести самолетов и вертолетов с применением таких схем является приближенной и достаточно грубой.

Следовательно, необходимо усовершенствовать способ расчета положения центра тяжести, а значит повысить точность центровки летательных аппаратов.

Предлагается для определения центра тяжести летательных аппаратов в расчетных схемах использовать условное начало координат, находящееся в определенных фиксированных точках в зависимости от типа самолета. Условное начало координат (O) может находиться впереди или позади передних либо задних стоек шасси самолета. В зависимости от этого возможны четыре варианта расчетных схем и соответственно формул для нахождения положения центра тяжести. Оно характеризуется расстоянием от точки условного начала координат до точки центра тяжести. Прежде всего, определяются моменты сил тяжести относительно оси переднего или заднего шасси самолета. Затем, сумма моментов делится на полный вес самолета [1]:

$$\bar{X}_T = \frac{\sum M}{G_\Sigma}$$

Рассмотрим четыре возможных схемы для нахождения положения центра тяжести самолета:

1. Условное начало координат находится впереди стойки переднего шасси самолета (рис. 1).

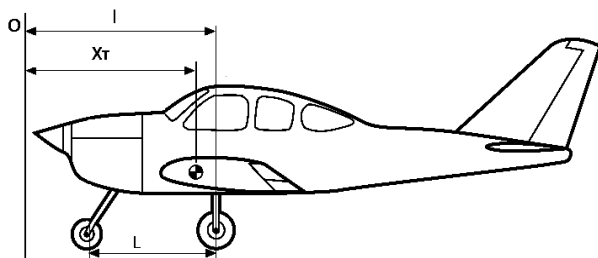


Рис. 1

Тогда координата центра тяжести определяется как:

$$\bar{X}_T = 1 - \frac{G_{\text{нос}} \cdot L}{G_\Sigma}$$

где  $l$  – расстояние от условного начала координат до опоры заднего шасси, измеряемое для каждого типа самолета;  $L$  – расстояние между опорами переднего (носового) и заднего шасси самолета, измеряемое для каждого типа самолета;  $G_{\text{нос}}$  – величина силы тяжести, приходящаяся на носовую опору шасси;  $G_\Sigma$  – суммарная величина силы тяжести самолета (полный вес самолета).

2. Условное начало координат находится позади заднего шасси самолета (рис. 2).

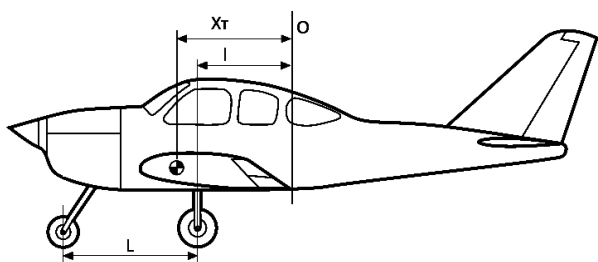


Рис. 2

Координата центра тяжести самолета определяется как:

$$\bar{X}_T = -\left(1 + \frac{G_{\text{нос}} \cdot L}{G_\Sigma}\right),$$

где  $l$  – расстояние от условного начала координат до опоры заднего шасси, измеряемое для каждого типа самолета.

3. Условное начало координат находится впереди заднего шасси самолета (рис. 3).

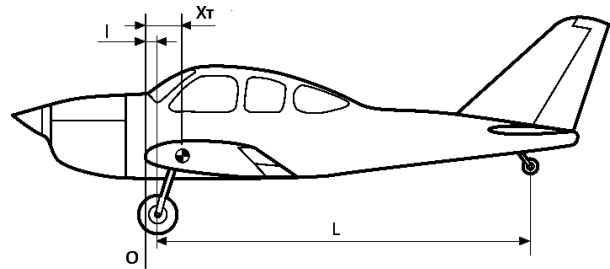


Рис. 3

Тогда координата центра тяжести определяется как:

$$\bar{X}_T = 1 + \frac{G_{\text{зад}} \cdot L}{G_\Sigma}$$

где  $l$  – расстояние от условного начала координат до опоры переднего (носового) шасси, измеряемое для каждого типа самолета.

4. Условное начало координат находится позади переднего (носового) шасси самолета (рис. 4).

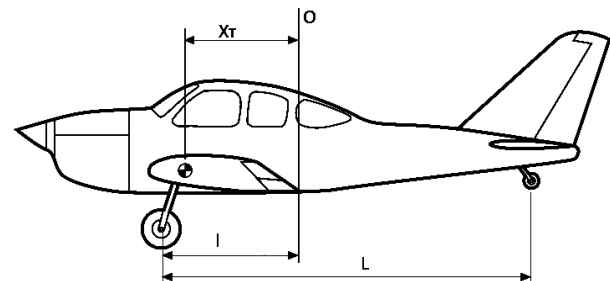


Рис. 4

Координата центра тяжести самолета определяется как:

$$\bar{X}_T = -1 + \frac{G_{\text{зад}} \cdot L}{G_\Sigma}$$

где  $l$  – расстояние от условного начала координат до опоры переднего (носового) шасси, измеряемое для каждого типа самолета.

Полученные формулы показывают, что координата  $\bar{X}_T$  является функцией геометрических и весовых параметров:

$$\bar{X}_T = f(\bar{L}, \bar{G}). \tag{1}$$

Для нахождения положения центра тяжести самолета в процентах от длины средней аэродина-

мической хорды крыла (САХ), необходимо полученные значения  $\bar{X}_T$  привести в соответствие с требованиями НТД. Для этого необходимо:

– при нахождении условного начала координат в крайней передней точке САХ  $\bar{X}_T$  разделить на  $\cos\alpha$  (угол наклона САХ к строительной горизонтали фюзеляжа) и подставить полученное значение  $\bar{X}_T'$  в выражение:

$$\bar{X}_T \% = \frac{\bar{X}_T'}{V_{САХ}} \cdot 100\%, \quad (2)$$

где  $V_{САХ}$  – длина САХ;

– при нахождении условного начала координат в крайней задней точке САХ из  $V_{САХ}$  вычесть  $\bar{X}_T$ , разделить полученное значение на  $\cos\alpha$  и подставить в выражение (2).

Предложенный способ расчета положения центра тяжести самолета проще традиционного, так как требует измерения меньшего количества геометрических параметров.

**2 Оценка неопределенности измерения положения центра тяжести летательных аппаратов.** Определение положения центра тяжести летательных аппаратов как расстояния от условного начала координат до центра тяжести производится косвенным способом. Основываясь на выражении (1), оценим суммарную стандартную неопределенность, вычисляемую по типу В:

$$u_{c,B} = \sqrt{\left(\frac{\partial f}{\partial L}\right)^2 \cdot u_{B,L}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial l}\right)^2 \cdot u_{B,l}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial G_{нос}}\right)^2 \cdot u_{B,G_{нос}}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial G_{\Sigma}}\right)^2 \cdot u_{B,G_{\Sigma}}^2},$$

где  $U_{B,L}$ ,  $U_{B,G_{\Sigma}}$ ,  $U_{B,G_{нос}}$ ,  $U_{B,l}$  – неопределенности по типу В измерения расстояния между опорами переднего (носового) и заднего шасси самолета, расстояния от условного начала координат до опоры шасси, измеряемое для каждого типа самолета, значения веса, приходящегося на носовую опору шасси, и полного веса самолета соответственно.

В качестве примера оценим неопределенность нахождения положения центра тяжести легкого моноплана [5] при использовании первой схемы расчета. Пусть  $l = 3,251$  м – расстояние от условного начала координат до опоры заднего шасси,  $L = 1,981$  м – расстояние между опорами переднего и заднего шасси самолета,  $G_{нос} = 154$  кг – значение силы тяжести, приходящееся на носовую опору шасси;  $G_{\Sigma} = 910$  кг – суммарное значение силы тяжести самолета (полный вес самолета). Максимальная по-

грешность измерения геометрических параметров, определяемых для каждого типа самолета, составляет 0,005 м, измерения значений сил тяжести, получаемых при взвешивании самолета – 0,5 кг. С учетом равномерного закона распределения, неопределенность по типу В равна:

$$u_{B,L} = \frac{0,005}{\sqrt{3}} = 0,003 \text{ м}; \quad u_{B,l} = \frac{0,005}{\sqrt{3}} = 0,003 \text{ м};$$

$$u_{B,G_{нос}} = \frac{0,5}{\sqrt{3}} = 0,29 \text{ кг}; \quad u_{B,G_{\Sigma}} = \frac{0,5}{\sqrt{3}} = 0,29 \text{ кг}.$$

Суммарная стандартная неопределенность по типу В:

$$u_{c,B} = \sqrt{\left(\frac{G_{нос}}{G_{\Sigma}}\right)^2 \cdot u_{B,L}^2 + u_{B,l}^2 + \left(\frac{L}{G_{\Sigma}}\right)^2 \cdot u_{B,G_{нос}}^2 + \left(\frac{G_{нос} \cdot L}{G_{\Sigma}^2}\right)^2 \cdot u_{B,G_{\Sigma}}^2} = 0,003 \text{ м}.$$

Полученный результат показывает, что использование предложенных расчетных схем позволяет обеспечить точность, соответствующую требованиям НТД.

**3 Метрологическая аттестация систем взвешивания и центровки летательных аппаратов.** Полученные соотношения используются для автоматического определения положения центра тяжести в системах взвешивания и центровки летательных аппаратов типа ВАТ, выпускаемых ООО «Инженерное бюро Авиационного института», г. Харьков. Эти системы проходят метрологическую аттестацию на Государственном предприятии «Харьковский региональный научно-производственный центр стандартизации, метрологии и сертификации», однако определение метрологических характеристик осуществляется лишь для каналов измерения веса, в то время как оценка точности определения положения ЦТ самолетов и вертолетов пока не производится. Нахождение погрешности определения положения ЦТ можно выполнить расчетным путем как показано выше, но такая расчетная оценка будет достаточно приближенной. Поэтому, при аттестации желательнее осуществлять прямые измерения координат центра тяжести и сравнивать их со значениями, получаемыми на выходе системы взвешивания и центровки. С этой целью предлагается при аттестации систем взвешивания и центровки летательных аппаратов использовать метод физического моделирования [6].

Применение метода физического моделирования в данном случае целесообразно, так как воспроизведение эталонного объекта в реальном масштабе (самолета с известным положением центра тяжести) при аттестации практически невозможно. Метод состоит в создании лабораторной физической модели эталонного объекта в уменьшенных масштабах и проведение экспериментов на этой модели. Выводы и данные, полученные в этих экспериментах, распространяются затем на объект в реальном масштабе.

При выполнении аттестации с использованием уменьшенной объемной модели самолета с упрощенной геометрией тензодатчики в измерительных каналах веса системы должны быть заменены на аналогичные, но с меньшим пределом взвешивания и идентичными точностными характеристиками. Разность показаний системы и действительного значения координаты центра тяжести, точно определенного для уменьшенной модели самолета, и будет характеризовать абсолютную погрешность измерения.

Применение имитационной физической модели дает ряд преимуществ по сравнению с выполнением экспериментов над реальным летательным аппаратом: уменьшается стоимость эксперимента, сокращаются затраты времени и появляется возможность повторения эксперимента необходимое число раз.

Использование уменьшенной объемной модели самолета при метрологической аттестации позволит определить погрешность расчета положения ЦТ самолетов и вертолетов и усовершенствовать метрологическое обеспечение систем взвешивания и центровки летательных аппаратов.

## Вывод

Целью дальнейших исследований является оценка неопределенности, вносимой в результат аттестации систем взвешивания и центровки самолетов и вертолетов при замене реального эталонного объекта его уменьшенной моделью.

## Список литературы

1. Сайт *faa.gov.ua* [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.faa.gov.ua>.
2. Журнал *ПиКАД*. – 2007. – № 3. – С. 34.
3. Сайт [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://www.kompass.ru/pub/scales/tech1.htm>.
4. Пыинов В.С. *Аэродинамика самолета* / В.С. Пыинов. – М.: ОНТИ НКТП, 1935. – 178 с.
5. Сайт *crimso.msk.ru* [Электронный ресурс]. – Режим доступа к ресурсу: <http://crimso.msk.ru/Site/Crafts/Craft31788.htm>.
6. МИ 1317–86. Приложение 1 (Справочное) "Конечные цели измерений и измеряемые величины".

Поступила в редколлегию 13.01.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. И.П. Захаров, Харьковский национальный университет радиоэлектроники, Харьков, Украина.

## ОЦІНКА НЕВИЗНАЧЕНОСТІ ВИМІРЮВАННЯ ПОЛОЖЕННЯ ЦЕНТРУ ВАГИ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

А.В. Борзенкова, Г.О. Черепашук

Удосконалено розрахункові схеми для визначення центру ваги літаків і вертольотів. Оцінено невизначеність вимірювання положення центру ваги літальних апаратів. Запропоновано застосування методу імітаційного фізичного моделювання при метрологічній атестації систем зважування та центрування літальних апаратів.

**Ключові слова:** центр ваги, невизначеність, метрологічне забезпечення, імітаційне моделювання, система зважування та центровки.

## MEASUREMENT UNCERTAINTY ESTIMATING FOR AIRCRAFT'S CENTRE OF GRAVITY POSITION

A.V. Borzenkova, G.A. Cherepaschuk

The determination of aircraft's center of gravity position was developed. measurement uncertainty for aircraft's center of gravity position was evaluated. The application of physical imitation modeling in metrological certification for weighing & centering system is offered.

**Key words:** center of gravity, uncertainty, metrological certification, physical modeling, weighing and centering system.