

УДК 533.69.04

Г. А. ЧЕРЕПАЩУК, А. П. ПОТЫЛЬЧАК, А. В. БОРЗЕНКОВА

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

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ВЗВЕШИВАНИЯ И ЦЕНТРОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В работе рассмотрены системы взвешивания и центровки летательных аппаратов (ЛА). Уточнены расчетные схемы для определения положения центра тяжести ЛА и оценена точность измерения, что позволило повысить надежность работы данных систем. Рассмотрено понятие метрологического моделирования. Установлены метрологические критерии подобия модели и исследуемого объекта. Обосновано применение метода метрологического моделирования при метрологических испытаниях систем взвешивания и центровки ЛА. Сравнение измеренных значений положения ЦТ с образцовыми, определенными для упрощенной уменьшенной модели, позволяет оценить статические характеристики преобразования и точность исследуемой системы.

Ключевые слова: система взвешивания и центровки, центр тяжести, метрологическое моделирование, взвешивание, неопределенность, метрологические испытания.

Введение

Измерение положения тяжести (ЦТ) быстро движущихся механизмов, в частности самолетов и вертолетов играет важную роль в области гражданского авиационного строительства. 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), а также НЛГС (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. Для этого используют системы взвешивания и центровки ЛА. Взвешивание и центровку ЛА необходимо производить для подтверждения того, что вес находится в допустимых пределах и координаты ЦТ лежат в допустимом диапазоне. Выполнение данных требований повышает безопасность и эффективность полетов.

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

Анализ последних публикаций

В существующих системах для определения веса и положения центра тяжести самолетов и вер-

толетов, разработанных НПО «Дискрет» [2], фирмами «АКСИС», «СКАЛЕС» [3], ООО «Инженерное бюро Авиационного института» [4] при метрологических испытаниях не определяется погрешность измерения положения ЦТ (погрешность центровки). Для этого необходимо иметь эталонный объект (самолет) с точно известным положением ЦТ, но воспроизведение такого объекта в реальном масштабе практически невозможно. Исходя из этого, целесообразно применять метод метрологического моделирования с заменой исследуемого объекта упрощенной уменьшенной моделью.

Постановка задачи

1. Обзор систем взвешивания и центровки ЛА [4];
2. Усовершенствование расчетных схем для определения положения ЦТ самолетов и вертолетов;
3. Оценка неопределенности измерения положения ЦТ летательных аппаратов;
4. Обоснование применения метода метрологического моделирования при метрологических испытаниях систем взвешивания и центровки ЛА.

Системы взвешивания и центровки ЛА

Для взвешивания и определения положения центра тяжести ЛА используются системы взвешивания и центровки ЛА [4]. В качестве примера рассмотрим авиационные тензометрические весы типа ВАТ с радиоканалом, которые выпускаются в двух конструктивных исполнениях – стоечном и платформенном.

Стоечные авиационные весы ВАТ предназначены для взвешивания и контроля центровки ЛА при их подъеме с помощью штатных гидropодъемников. Такие весы состоят из 3-х или 4-х блоков измерения и весового терминала.

Авиационные платформенные весы ВАТ применяются для статического поосного взвешивания и контроля центровки самолетов и вертолетов различных типов. Весы состоят из 3-х...6-ти весоизмерительных платформ одинаковой или разной грузоподъемности, которые могут комбинироваться по одной или две в один измерительный канал, и весового терминала. Ниже приведены технические характеристики системы ВАТ-5РК, предназначенной для взвешивания и определения положения ЦТ самолетов и вертолетов весом до 5 т (таблица 1).

Таблица 1

Технические характеристики

Технические характеристики	Каналы		Весы		
	Одно платформенные	2-х платформенные	3-х платформенные	4-х платформенные	5-ти платформенные
Наибольшая граница взвешивания (Max), кг	1000	2000	3000	4000	5000
Наименьшая граница взвешивания (Min), кг	10	20	40	40	100
Цена поверочного деления (e), кг	0,5	1	2	2	5
Дискретность отсчета (d), кг	0,5	1	1	1	1
Класс точности весов по ДСТУ EN 45501:2007	Средний				
Тип индикатора	128x64, графический ЖК дисплей				
Электропитание - весового терминала - весоизмерительных платформ	4x1,2В NiMH аккумулятора Кислотный необсл. аккумуля. 1x6,3В; 5А·ч				
Доп. влажность окружающего воздуха, не более, %	95				
Подключение персонального компьютера	Через интерфейс RS-232				
Выборка массы тары	Во всем диапазоне взвешивания (без превышения Max)				
Время установления показаний, с	2...5				
Дальность действия радиоканала на открытом пространстве, не менее, м	100				
Диапазон рабочих температур, °С	-10...+40				
Габаритные размеры весоизмерительной платформы, (д-ш-в), мм	400x360x100				
Масса одной платформы, не более, кг	12				

Принцип работы системы основан на преобразовании деформаций тензометрических датчиков весоизмерительных платформ в электрические сигналы и последующем преобразовании выходных напряжений измерительных мостов тензометрических датчиков в цифровой код. Через передающее

устройство по радиоканалу каждая платформа посылает на приемно-передающее устройство весового терминала значение измеренного веса. Весовой терминал обрабатывает полученную информацию и отображает значения веса на дисплее.

Структурная схема системы взвешивания и центровки летательных аппаратов изображена на рис. 1. Данная система работает как в режиме платформенных измерений (определение массы груза на каждой одинарной платформе), так и в режиме суммирования массы на всех использованных в данной конфигурации системы платформах (общая масса самолета или вертолета) с индикацией значения массы на каждой одинарной или двояной платформе. Платформы могут использоваться по одной или объединяться по две с помощью соединительных пластин для удвоения Max измерительных каналов, образуя при этом семь возможных конфигураций системы.

Для определения центра тяжести летательного аппарата относительно средней аэродинамической хорды (САХ) крыла информация с терминала по интерфейсному кабелю передается на персональный компьютер.

Внешний вид авиационных тензометрических платформенных комбинированных весов с радиоканалом ВАТ – 5РК представлен на рис. 2, стоечных весов ВАТ – 130Р - на рис. 3. Достоинством ВАТ–5РК, как и других систем взвешивания и центровки [4], является универсальность при высокой точности. В платформенных весах это достигается за счет комбинирования платформ, что позволяет взвешивать самолеты различных типов и разного веса без снижения точности. В весах стоечного типа такое преимущество обеспечивается путем использования съемных наконечников на гидropодъемниках при взвешивании самолетов различных типов. Еще одним не менее важным достоинством рассматриваемых систем является наличие в них радиоканала, что обеспечивает их гибкость и мобильность.

Расчетные схемы для определения центра тяжести самолетов и вертолетов

Типовые расчетные схемы [5] 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 и, тем самым, повысить точность центровки летательных аппаратов.

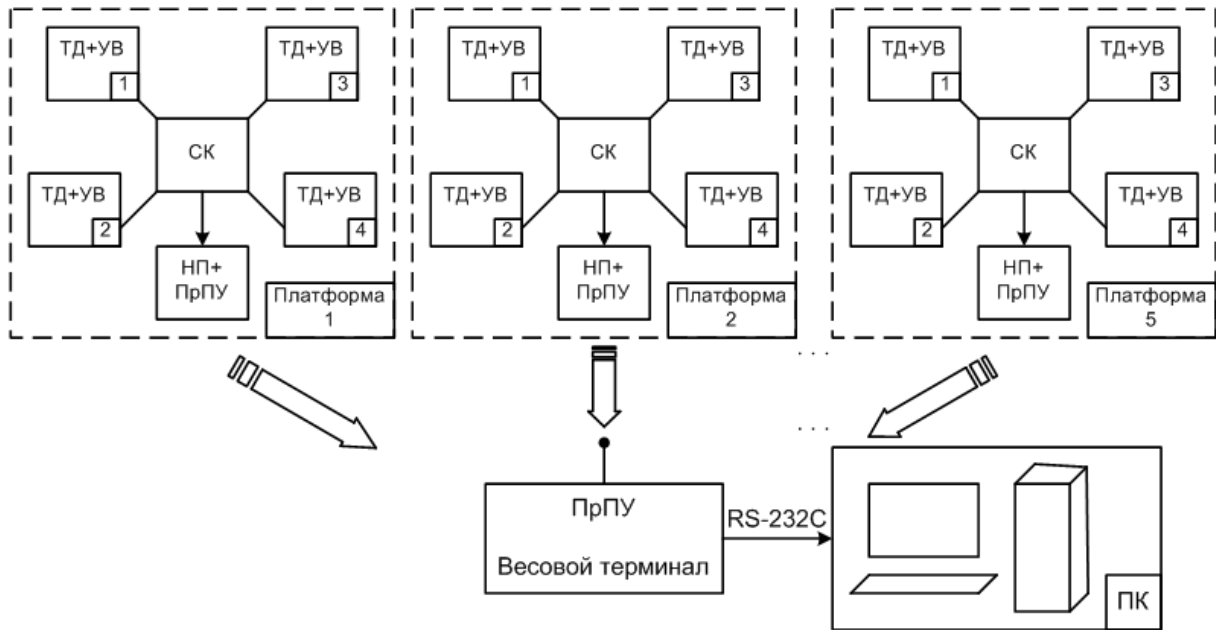


Рис. 1. Структурная схема системы взвешивания и центровки:
 ТД – тензодатчик, УВ – узелстройки, СК – суммирующая коробка, НП – нормирующий преобразователь, ПрПУ – прямо-передающее устройство, ПК – персональный компьютер



Рис. 2. Взвешивание самолета на авиационных платформенных весах ВАТ – 5РК



Рис. 3. Взвешивание самолета Ил-76 на стоечных авиационных весах ВАТ-130Р

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 (О) 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 [6]:

$$\overline{X_T} = \frac{\sum M}{G_{\Sigma}}$$

Рассмотрим четыре возможных схемы для нахождения положения центра тяжести самолета:

Условное начало координат находится впереди стойки переднего шасси самолета (рис. 4).

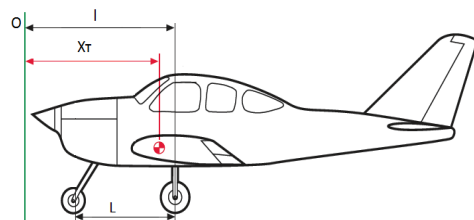


Рис. 4. Первая схема для нахождения положения центра тяжести самолета

Тогда координата центра тяжести определяется как:

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

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_{Σ} – суммарная величина силы тяжести самолета (полный вес самолета).

Условное начало координат находится позади заднего шасси самолета (рис. 5).

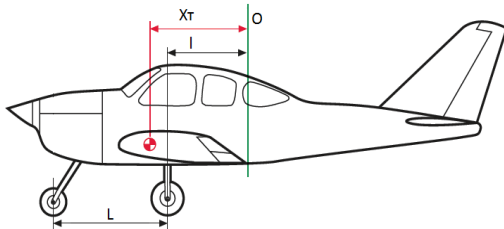


Рис. 5. Вторая схема для нахождения положения центра тяжести самолета

Координата центра тяжести самолета 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.

Условное начало координат находится впереди заднего шасси самолета (рис. 6).

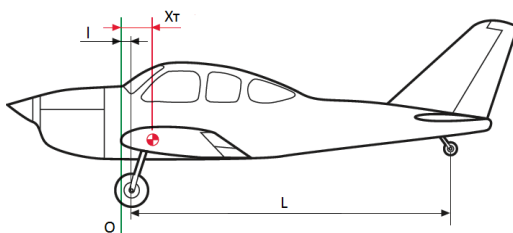


Рис. 6. Третья схема для нахождения положения центра тяжести самолета

Тогда координата центра тяжести определяется как:

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

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

Условное начало координат находится позади переднего (носового) шасси самолета (рис. 7).

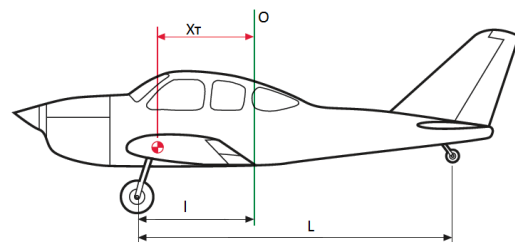


Рис. 7. Четвертая схема для нахождения положения центра тяжести самолета

Координата центра тяжести самолета определяется как:

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

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

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

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

Для нахождения положения центра тяжести самолета в процентах от длины 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:

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

где $B_{\text{САХ}}$ – длина САХ;

– при нахождении условного начала координат в крайней задней точке САХ из $B_{\text{САХ}}$ 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.

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:

$$U_{c,B} = \left[\left(\frac{\partial f}{\partial L} \right)^2 \cdot U_{B,L}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial l} \right)^2 \cdot U_{B,l}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial G_{\text{нос}}} \right)^2 \cdot U_{B,G_{\text{нос}}}^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial G_{\Sigma}} \right)^2 \cdot U_{B,G_{\Sigma}}^2 \right]^{1/2},$$

где $U_{B,L}$, $U_{B,G_{\Sigma}}$, $U_{B,G_{\text{нос}}}$, $U_{B,l}$ – неопределенности по типу В измерения расстояния между опорами переднего (носового) и заднего шасси самолета; расстояния от условного начала координат до опоры шасси, определяемого 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 [7] 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; $G_{\text{нос}} = 154$ кг – значение силы тяжести, приходящееся на носовую опору шасси; $G_{\Sigma} = 910$ кг – суммарное значение силы тяжести самолета (полный вес самолета). Максимальная абсолютная погрешность 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:

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

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

Суммарная стандартная неопределенность по типу В:

$$U_{c,B} = \left[\left(-\frac{G_{\text{нос}}}{G_{\Sigma}} \right)^2 \cdot U_{B,L}^2 + U_{B,l}^2 + \left(-\frac{L}{G_{\Sigma}} \right)^2 \cdot U_{B,G_{\text{нос}}}^2 + \left(-\frac{G_{\text{нос}} \cdot L}{G_{\Sigma}^2} \right)^2 \cdot U_{B,G_{\Sigma}}^2 \right]^{1/2} = 0,003 \text{ м}.$$

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

Метрологическое обеспечение систем взвешивания и центровки летательных аппаратов

Системы взвешивания и центровки ЛА [4] проходят метрологическую аттестацию на Государ-

ственном предприятии «Харьковский региональный научно-производственный центр стандартизации, метрологии и сертификации» с определением метрологических характеристик лишь для каналов измерения веса, в то время как оценка точности определения положения центра тяжести самолетов и вертолетов пока не производится. Для полного исследования таких систем необходимо иметь эталонный объект (самолет) с точно известным положением центра тяжести, но воспроизведение такого объекта в реальном масштабе практически невозможно. Исходя из этого, предлагается применять метод метрологического моделирования с заменой исследуемого объекта упрощенной уменьшенной моделью.

Метрологическое моделирование – метод экспериментального и/или аналитического изучения различных явлений, процессов и изделий, основанный на их подобии [8]. В данном случае под подобием подразумевается соблюдение соответствия не только физических критериев подобия, но также и нормируемых метрологических характеристик [9]. Таким образом, целесообразно использовать термин «метрологическое подобие», который объединит в себе как физические, так и метрологические критерии подобия.

Критерии подобия можно разделить на существенные и несущественные в зависимости от влияния, которое они оказывают на параметры объекта и модели. Исходя из этого, метрологическое подобие получается полным и частичным. Полное метрологическое подобие достигается в случае учета всех критериев подобия, как существенных, так и несущественных. Частичное – при соблюдении только существенных на данном этапе исследования критериев подобия. На практике обеспечить полное равенство критериев подобия в объекте и его модели чрезвычайно трудно, если только не делать модель тождественной объекту моделирования. Поэтому чаще используется приближенное моделирование, при котором второстепенные процессы, происходящие в объекте, либо не моделируются совсем, либо моделируются приближенно. Следовательно, при применении метода метрологического моделирования целесообразнее использовать частичное подобие.

Метод сводится к построению и изучению метрологических моделей объекта исследования. Метрологические модели по назначению можно разделить на концептуальные и реалистические [10]. Реалистические модели в свою очередь делятся на аналитические и экспериментальные.

При метрологических исследованиях систем взвешивания и центровки ЛА следует применять метод метрологического моделирования, основан-

ный на построении реалистической экспериментальной модели, так как воспроизведение исследуемого объекта в реальном масштабе практически невозможно. При этом необходимо и достаточно соблюдение соответствия метрологических критериев подобия определяющих параметров (частичное метрологическое подобие) объекта и реалистической экспериментальной модели.

Рассмотрим физическую модель ЛА, упрощенная схема которой представлена на рис. 8. Физическая модель состоит из продольной балки 1 с нанесенной на нее линейкой-шкалой 4 и поперечной балки 2, которая свободно перемещается по балке 1 и может быть точно зафиксирована на ней в заданном положении. На концах балок предусмотрены места 5 для нагружения модели образцовыми грузами. Таким образом, создается возможность путем перемещения поперечной балки, имитирующей крыльях ЛА, вдоль продольной балки, имитирующей фюзеляж ЛА, и нагружения балок в фиксированных точках образцовыми грузами точно регулировать положение центра тяжести физической модели объекта измерений. Концы поперечной балки (в точках приложения дополнительной нагрузки) и начало продольной балки устанавливаются на тензорезисторные датчики силы. Тензорезисторные датчики модели имеют такие же точностные характеристики, как и датчики системы взвешивания и центровки, которая исследуется, но меньший в определенное число раз по сравнению с ними диапазон измерения и заменяют их. Таким образом, модель имеет три опоры, как у большинства самолетов, соответствующие шасси носовой части и левому и правому задним шасси. При необходимости исследования систем с большим количеством опор к конструкции может быть добавлена еще одна поперечная балка 3 с такими же конструктивными и точностными параметрами, как и у первой балки. Точность характеристик предлагаемой модели определяется геометрическими и весовыми параметрами и зависит от точности задания веса и геометрических размеров ее конструкции.

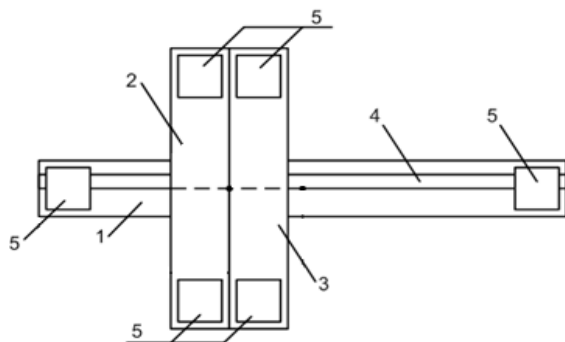


Рис. 8. Упрощенная схема физической модели ЛА

В процессе метрологических исследований системы взвешивания и центровки ЛА ее нормирующие преобразователи отключаются от выходов датчиков весоизмерительных платформ или стоек и соединяются с тензорезисторными датчиками модели. Испытания производятся при нескольких положениях поперечной балки, контролируемых по шкале линейки, и нескольких значениях веса, задаваемых образцовыми грузами. Полученные по показаниям системы положения ЦТ сравниваются с образцовыми значениями, найденными путем расчета. Расчет осуществляется по достаточно простым и точным математическим соотношениям, соответствующим конструктивной схеме модели. Сравнение измеренных значений положения ЦТ с образцовыми позволяет оценить статические характеристики преобразования и точность исследуемой системы. Вычисляется результирующая погрешность с учетом погрешности физической модели и погрешности замены реального объекта моделью.

Благодаря простоте модели и возможности точного определения ее параметров обеспечивается высокая точность метрологических испытаний систем взвешивания и центровки ЛА.

Заключение

Рассмотрены системы взвешивания и центровки ЛА [4] и подчеркнуты их достоинства. Уточнены расчетные схемы для определения положения центра тяжести летательных аппаратов и оценена точность измерения, что позволяет повысить надежность работы систем взвешивания и центровки летательных аппаратов. Рассмотрено понятие метрологического моделирования. Установлены метрологические критерии подобия модели и исследуемого объекта. Обоснована целесообразность применения метода метрологического моделирования при метрологических испытаниях систем взвешивания и центровки ЛА. Предложена реалистическая экспериментальная модель летательного аппарата для метрологических исследований систем взвешивания и центровки. Метод метрологического моделирования является достаточно универсальным и дает ряд преимуществ по сравнению с выполнением экспериментов над реальным летательным аппаратом и использованием других методов, а, именно, уменьшение стоимости, сокращение затрат времени, повторение эксперимента необходимое число раз, повышение точности, наглядность.

Литература

1. Требования Federal Aviation Administration [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.faa.gov/aircraft>. – 17.05.2007.

2. Романов, А. Н. Определение смещения центра тяжести груз в железнодорожном вагоне [Текст] / А. Н. Романов, Ф. И. Гиревка, Д. Г. Заворотный. – М.: ПуКАД, 2007. – № 3. – С. 34-38.

3. Весовое оборудование для статического взвешивания ЛА фирмы Аксис [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://axis-ua.com/catalog_ru/c_165/p_471.html. – 26.07.2010.

4. Завада, А. Л. Ваговимірювальні системи з бездротовими лініями зв'язку [Текст] / А. Л. Завада, Г. О. Черепашук // Метрологія та прилади. – 2009. – № 3. – С. 26-32.

5. Борзенкова, А. В. Оценка точности центровки летательных аппаратов [Текст] / А. В. Борзенкова, Г. А. Черепашук // Интегровані інтелектуальні робото-технічні комплекси (ІРТК-2011): тези доп. міжнар. наук.-техн. конф., Київ, Україна. – К.: НАУ, 2011. – С. 135.

6. Строганов, А. Г. Центровка самолета [Текст] / А. Г. Строганов. – М.: Оборонгиз, 1940. – 80 с.

7. Avia DeJaVu [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://crimso.msk.ru/Site/Crafts/Craft31788.htm>. – 03.09.2011.

8. Тирский, Г. А. Подобие и физическое моделирование [Текст] / Г. А. Тирский // Соросовский образовательный журнал. – 2001. – Т. 7, № 5. – С. 122-127.

9. ГОСТ 8.009-84. Нормируемые метрологические характеристики средств измерений [Текст]. – Взамен ГОСТ 8.009-72; введ. 01.01.86. – М.: Изд-во стандартов, 1988. – 38 с.

10. Соколовский, С. С. Метрологическое моделирование как основа проектирования и реализации методик выполнения измерений [Текст] / С. С. Соколовский, Д. В. Соломахо, Б. В. Цитович // Приборы и методы измерений. – 2010. – № 1. – С. 147-152.

Поступила в редакцию 15.01.2014, рассмотрена на редколлегии 12.02.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., лауреат Государственной премии Украины, зав. каф. авиационных приборов и измерений Н. Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ЗВАЖУВАННЯ І ЦЕНТРУВАННЯ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Г. О. Черепашук, О. П. Потильчак, А. В. Борзенкова

У роботі розглянуто системи зважування та центрування літальних апаратів (ЛА). Уточнено розрахункові схеми для визначення положення центра ваги ЛА і оцінено точність вимірювання, що дозволило підвищити надійність роботи даних систем. Розглянуто поняття метрологічного моделювання. Встановлено метрологічні критерії подібності моделі і досліджуваного об'єкта. Обґрунтовано застосування методу метрологічного моделювання при метрологічних випробуваннях систем зважування та центрування ЛА. Порівняння вимірних значень положення ЦТ із зразковими, певними для спрощеної зменшеної моделі, дозволяє оцінити статичні характеристики перетворення і точність досліджуваної системи.

Ключові слова: система зважування і центрування, центр ваги, метрологічне моделювання, зважування, невизначеність, метрологічні випробування.

ACCURACY IMPROVING IN AIRCRAFT WEIGHING AND BALANCING

G. A. Cherepaschuk, A. P. Potylchak, A. V. Borzenkova

In this paper, the weighing systems and of aircraft balance are considered. The calculation scheme, which used in position of gravity center determination, was improved. Furthermore, we present the estimation for measurement accuracy as the result of what we raise the reliability factor for kind of systems. We consider the concept of metrological modeling. Metrological similarity criteria for models and researched objects presented based on concept of metrological modeling. The application of metrological modeling method in weighing system and balancing of aircrafts test was justified. Finally, the comparison of actual gravity center in real model with simplified scaled model allowed us to estimate statistical characteristics of transformation and the accuracy of studied system.

Key words: weighing and centering system, center of gravity, metrological modeling, weighing, uncertainty, metrological tests.

Черепашук Григорій Александрович – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. авиационных приборов и измерений, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Cherepaschuk@bigmir.net.

Потильчак Алексей Петрович – канд. техн. наук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: cabanist@ukr.net

Борзенкова Анна Викторовна – аспирант каф. авиационных приборов и измерений, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Ane4ka_Borzenkova@mail.ru