

Раздел IV. Контроль и управление в технических системах

УДК 629.73: 621.396

DOI 10.23683/2311-3103-2018-3-156-167

А.М. Пашаев, А.Р. Гасанов, Р.Н. Набиев, И.А. Искендеров

СТРУКТУРНАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ БЕСКОНТАКТНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕСА И ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Правильная загрузка и центровка воздушных судов (ВС), перед вылетом играет важную роль в повышении эффективности и безопасности полетов. Широко используемые методы и средства определения загрузки и центровки перед вылетом, основным из которых является графический метод, не являются математически точными, т.к. в расчётах берётся средний вес пассажиров. Наряду с этим, требуются большие затраты времени на проведение вычислений и заполнений документов, а точность расчетов зависят ещё от квалификации работника. Поэтому, разработка систем определения массы и центра тяжести (ЦТ) с повышенной точностью, оперативностью и информативностью является в настоящее время весьма актуальной задачей. В работе проведён анализ особенностей существующих методов и средств определения загруженности и центровки, а также подготовительных операций по определению центра масс, расчета весовых и центровочных данных ВС. На примере самолёта А320-214 проведён анализ среднеквадратического отклонения, средней погрешности вычисления и вероятной погрешности определения веса самолёта. Проанализированы особенности Loadsheet (загрузочной таблицы) и Trimsheet (таблицы центровки) и трудности, связанные с их использованием. Рассмотрены особенности электронных весов, позволяющих определить загруженность и центровку ВС в стационарных условиях и мобильных электронных весов, основанных на датчиках давления, как основных средств непосредственного измерения веса, а также возможности практического применения более современных методов определения веса и центра тяжести ВС. Дано описание сути и возможностей ранее разработанного метода бесконтактного определения загруженности. Приведены результаты теоретических и экспериментальных исследований по разработке системы бесконтактного определения веса и центровки ВС. Обоснован выбор методов и средств измерения вертикального перемещения фюзеляжа ВС для реализации предлагаемой системы. Приведена модель построения предлагаемой системы с применением бесконтактного метода, как бортового применения, так и наземного варианта применения. Приведены результаты экспериментальных исследований проводимых на примере различных типов самолётов. Рассмотрены возможности и перспективы построения системы бесконтактного дистанционного контроля загруженности и центровки самолётов.

Загрузка; масса; центр тяжести; взвешивание; перемещение фюзеляжа; бесконтактное измерение; дистанционный контроль.

A.M. Pashayev, A.R. Hasanov, R.N. Nabiyev, I.A. Iskenderov

STRUCTURAL MODEL OF THE NON-CONTACT SYSTEM FOR AIRCRAFT WEIGHT AND CENTER OF GRAVITY DETERMINATION

Correct weighting and balancing of aircraft prior to take-off plays an important role in improving efficiency and safety of flights. Widely used methods and means of determining weight and balance before departure, with the graphical method which is the most used one, are not mathematically accurate, since the average weight of passengers is taken into account. Along with this, it takes a lot of time to perform calculations and fill out the documentation, and the accuracy of calculations

depends on the qualification of the employee. Therefore, the development of systems for determining the mass and the center of gravity with increased accuracy, efficiency and informativity is a very urgent task nowadays. The paper analyzes the features of existing methods and means of determining the aircraft weight and its center of gravity, as well as preparatory operations to determine the center of mass, calculate the weight and centering data of the aircraft. Using the example of the aircraft A320-214, an analysis of the root-mean-square deviation, the average error in the calculation and the probable error in determining the weight of the aircraft was carried out. Features of Loadsheet (loading table) and Trimsheet (tables of alignment) and difficulties connected with their usage are analyzed, features of electronic scales allowing to determine the load and centering of aircraft in stationary conditions and mobile electronic scales based on pressure sensors as the main means of direct weight measurement, as well as the possibility of practical application of more modern methods for determining the weight and center of gravity of aircraft are considered. The essence and possibilities of the previously developed method of contactless determination of mass are described. The results of theoretical and experimental studies on the development of a system for contactless determination of the weight and balance of the aircraft are presented. The choice of methods and means for measuring the vertical displacement of the aircraft fuselage for the implementation of the proposed system is substantiated. The choice of methods and means for measuring the vertical displacement of the aircraft fuselage to implement the proposed system is substantiated. A model for constructing the proposed system using a non-contact method, both on-board applications and ground-based applications, is given. The results of experimental studies conducted on the various types of aircraft are presented. The possibilities and prospects for building a system for contactless remote monitoring of weighting and balance of aircraft are considered.

Loading; weight; center of gravity; weighing; displacement of the fuselage; non-contact measurement; remote control.

Введение. Точное определение массы и центра тяжести (ЦТ), а также правильная загрузка и центровка ВС перед вылетом играет важную роль в повышении эффективности и безопасности полетов. Соблюдение регламентирования расчета коммерческой загрузки и технологии погрузочно-разгрузочных работ является одним из основных процедур в обеспечении высокой безопасности полетов и сводится к установлению единой технологии расчета, контроля загрузки и центровки ВС [1, 2].

В воздухе ВС вращается вокруг ЦТ и поэтому его положение (центровка) оказывает существенное влияние на устойчивость и управляемость ВС [3–5].

Известно, что центровка ВС, которая определяется как расстояние от ЦТ до начала средней аэродинамической хорды (САХ), выраженное в процентах ее длины, рассчитывается следующим образом:

$$x_{ЦТ}(\%) = \frac{x_{ЦТ}}{b_{САХ}}, \quad (1)$$

где $x_{ЦТ}$ – расстояние центра тяжести до начала САХ; $b_{САХ}$ – длина САХ.

Если на ВС весом G с центровкой $X_{ЦТ}$ добавляется или снимается груз весом ΔG , помещённый от ЦТ на расстоянии l , то точка приложения равнодействующей ΔG и G будет смещаться в сторону увеличения массы на величину Δx и ВС будет иметь новое положение ЦТ [3].

Сумма моментов относительно точки расположения ЦТ, должна быть равна нулю, поэтому с учётом смещения ЦТ на величину Δx будет

$$G \cdot \Delta x = \Delta G \cdot (l \pm \Delta x), \quad (2)$$

В общем случае линейное смещение ЦТ можно выразить в % САХ:

$$\Delta x = \frac{G \cdot l}{(G \pm \Delta G) \cdot b_{САХ}} \cdot 100, \quad (3)$$

В результате ЦТ будет определяться как

$$x_{ЦТнов} = x_{ЦТ} \pm \Delta x, \quad (4)$$

На практике расчёт центровки выполняется графическим способом по центровочным графикам для каждого типа и компоновки ВС. Однако, такие методы расчета не являются математически точными, т.к. в расчётах берётся средний вес пассажиров. [3–7].

На примере самолёта А320-214 с числом пассажиров 100, количеством топлива 15т и грузом 8т нами проведён анализ среднеквадратического отклонения (σ), средней погрешности вычисления (ν) и вероятной погрешности (ε). При выборе значений среднего веса пассажиров в интервале 80кг и 60кг, получены $\sigma = 720$ кг, $\nu = 570$ кг и $\varepsilon = 475$ кг, соответственно. Очевидно, что при большем количестве пассажиров погрешности будут ещё больше.

Loadsheet (загрузочная таблица) и Trimsheet (таблица центровки), составленные с учётом пустого веса и дополнительной загрузки (31т), позволило выполнить распределение груза и пассажиров, относительно вычисленного ЦТ и в результате, положение ЦТ от передней части САХ составила 28 %, что соответствует установленному диапазону. Однако, анализ показывает, что погрешности вычисления может составлять 1 т и выше, а перераспределение груза может занять много времени.

Краткий обзор традиционных методов и средств определения загруженности и центровки ВС. Анализ динамики относительного показателя безопасности полетов, связанного с перегрузом ВС и нарушением центровки, показывает, что за рассматриваемые периоды он ухудшился более чем в 5 раз в сфере чартерных перевозок. Поэтому, в последние годы особое внимание уделяется разработке и внедрению на ВС гражданской авиации, а также в аэропортах, новых систем измерения массы и центровки ВС [1, 2, 5].

Несовершенство нормативно-правовой базы и невозможность применения некоторых процедур и стандартов IATA ((International Air Transport Association), использования ACARS (Aircraft Communications Addressing and Reporting System), электронного идентификатора подписи диспетчера по центровке и т.п. ограничивают возможности традиционных методов [5, 6].

Положение центра тяжести ВС, особенно вдоль продольной оси, должно быть определено с точностью, не хуже чем 0,2–0,3 % полной длины ВС, иначе в полете может возникнуть ряд проблем, а если погрешность будет более чем 2 % длины ВС, то это может привести даже к катастрофе [1–6].

На практике, наиболее часто используются *экспериментальные* методы и методы с использованием центровочных графиков для определения положения ЦТ самолета, наиболее распространенными из которых являются *графический*, *аналитический* и *графоаналитический* [5, 6].

На рис. 1 приведены схемы измерения веса и определения ЦТ с двумя и тремя опорными точками, с использованием весоизмерительных систем.

В данном случае как правило, принцип определения загруженности и центровки сводится к тому, что с помощью весов, находящихся под передним и задними шасси, измеряется вес, приходящий на каждый шасси W_1 , W_2 , W_3 , а затем определяется общий вес W и вычисляется центр тяжести ВС.

При использовании двух опорных точек измерения массы, расстояние ЦТ от передней стойки будет определяться по следующему выражению, полученному с учётом суммарного веса и условия равновесия:

$$W_1 + W_2 = (M_a + M_b)g; \quad W_1 a = W_2 b \rightarrow a = W_2 b \frac{W_2 L}{W_1 + W_2} \quad (5)$$

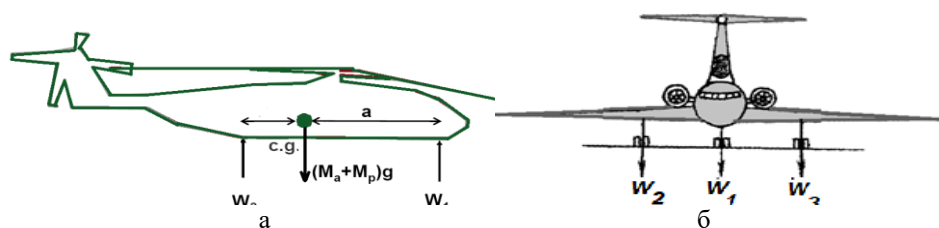


Рис. 1. Схемы измерения веса воздушных судов с 2-мя (а) и с 3-мя (б) платформами

Рассмотренные методы и средства имеют особенности, которые создают ряд трудностей их практического использования [1–7].

Как известно, в последние годы разработаны множество вариантов электронных весов, позволяющих определить загрузженность и центровку ВС в стационарных условиях, а также мобильные электронные весы, основанные на датчиках давления. Широкое применение находят электронные системы измерения веса с платформами или гидроподъемниками, на которые устанавливается контролируемое ВС [8–10].

Анализ возможностей *весоизмерительных систем* показывает, что они неэффективны для контроля веса ВС, подготавливаемого к полету. Поэтому, в последнее время широкое применение находят бортовые системы, с возможностями измерения веса и положения ЦТ ВС во время стоянки, а также сохранения, передачи и отображения информации. Однако, такие системы требуют установки в конструкцию ВС специальных датчиков [9–11].

Современные методы определения веса и центра тяжести ВС. В последние годы, ряд авторов особое внимание уделяют разработке новых способов и средств для создания весоизмерительных систем для взвешивания ВС, с более гибкими возможностями и автономностью применения.

Одним из таких разработок для определения веса и положения ЦТ самолета может считаться способ, суть которого заключается в измерении давления газа в полости цилиндров, с помощью датчиков давления, устанавливаемых на цилиндр каждой амортизационной опоры шасси и далее вычисление значений давления газа в цилиндрах, силы, действующей на каждую опору шасси, веса и положения ЦТ самолета. Достоинствами этого метода, с точки зрения практического применения, является то, что измерение давления газа производят в процессе руления самолета по неровностям аэродрома, при этом усреднение величин изменений давления газа в цилиндрах производят во всех опорах шасси синхронно, в промежутках времени, продолжительностью нескольких десятков секунд [12].

Одним из нестандартных видов устройств определения положения ЦТ и нарушения взлетной центровки самолета, является устройство включающее измерительную весовую платформу (ИП), установленную в квадратном углублении фундамента на рулежной дорожке (РД) взлетно-посадочной полосы (ВПП), на которую поступает движущийся самолет, с размещенной на днище фюзеляжа маркировкой САХ. ИП выполнена с креплением ее в середине на опорах-шарнирах, длина каждой половины ИП рассчитана для одновременного размещения на ней передней и основных стоек шасси самолета. Кроме того, устройство содержит телевизионную передающую камеру, фотокамеру, оптические оси которых направлены для совмещения их на шкале САХ, пересекаясь в точке над осью вращения ИП. При этом на фундаменте платформы установлены, блок измерения угла, датчики угла поворота φ и угловой скорости ИП, которые закреплены на оси враще-

ния платформы. В систему включены блок определения положения ЦТ самолета в процентах от величины САХ, блок управления, радиолиния передачи информации, входной и выходной контакторы на ИП, на которой установлены система подсвета и контакторы – концевые выключатели [13].

В ходе проводимых нами исследований по разработке электронного устройства для измерения степени загрузки и центра масс самолета, были проанализированы различные авиационные датчики с целью их применения в составе разрабатываемого измерителя загрузки ВС [14].

Результаты измерений показали, что наиболее предпочтительными являются потенциометрический датчик ДТ-250 и индукционный датчик ИД-240, которые могут применяться в системе измерения степени загрузки самолётов, с точностью измерения не хуже чем 1 %. Разработанный на основе этих датчиков измеритель загрузки самолётов относительно прост по конструкции и обеспечивает надёжную информацию с основной приведённой погрешностью не более 1 % при температурах $-5 + 50$ °С [14].

Однако, анализ возможностей и показателей, рассмотренных весоизмерительных систем, а также принципиально *новой бортовой системы измерения веса*, рассматриваемой в работе [15] показывает, что все эти системы требуют специального вмешательства в конструкцию ВС.

Суть и возможности бесконтактного метода определения загрузки и центровки. Как было отмечено, *взвешивание* является основным методом, который даёт непосредственную и более точную оценку параметров, но его применение, также сопровождается со многими трудностями и требованиями по использованию. А именно, поблизости не должно быть высоковольтных линий, трансформаторов повышенной мощности, электросварочных аппаратов, двигателей и др. [8–11].

С учётом проблем практического использования рассмотренных методов, разработан *новый метод*, позволяющий *бесконтактным способом определить загрузку и центровку*, путем определения зависимости между изменением вертикального перемещения фюзеляжа и весом ВС. Для этого, в первую очередь, по значениям базовых показателей определяется коэффициент масштабирования для данного типа ВС [16–19]. После чего, абсолютные значения Y_1 , Y_2 измеряемых вертикальных перемещений в передней и задней частях фюзеляжа сравниваются с нормативными значениями $Y_{1н}$, $Y_{2н}$, соответствующими пустому весу ВС (рис. 2).

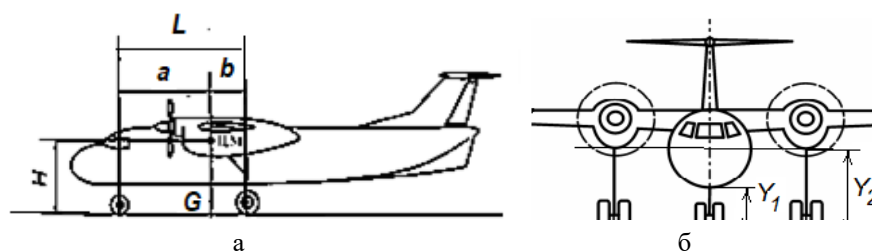


Рис. 2. Схемы определения ЦТ по базовым габаритным параметрам (а) и измерения вертикальных перемещений (б) воздушного судна

Для обеспечения правильного и точного определения фактической загрузки по предложенной методике, получены математические выражения, связывающие загрузку со значениями вертикальных перемещений в передней и задней опорных точках фюзеляжа [16, 17].

Для реализации *предлагаемого метода*, полученные в работе [18], уравнения для воздушного судна записываем в следующей форме:

$$M \cdot \left(Y_1'' \times \frac{b}{L} + Y_2'' \times \frac{a}{L} \right) = P_1 + P_2; \quad I \cdot \left(\frac{Y_1 - Y_2}{L} \right) = P_1 a - P_2 b, \quad (6)$$

где M – масса пустого ВС; a – расстояние между передними шасси и центром тяжести; b – расстояние между задними шасси и центром тяжести; Y_1, Y_2 – вертикальные перемещения передней и задней частей фюзеляжа; P_1, P_2 – загруженности передней и задней частей фюзеляжа; $L=a+b$ – расстояние между передними и задними шасси; I – момент инерции, в направлении перпендикулярном к плоскости изображения фюзеляжа.

Считая состояние самолета стационарным во время загрузки и принимая $I = 0$, после некоторых преобразований систему уравнений (6), в частном виде, можно записать в следующем виде [16, 17]:

$$P_1 = U(Y_1 b + Y_2 a); \quad P_2 = D(Y_1 b + Y_2 a), \quad (7)$$

где $U = Mb/L^2$; $D = Ma/L^2$.

Таким образом, измеряя текущие значения Y_1 и Y_2 , и сравнивая их с нормативными значениями Y_{1n} vs Y_{2n} , соответствующими состоянию пустого ВС, можно определить степень загруженности и центровку этого ВС. Для любого случая измерения расстояния от выбранных опорных точек фюзеляжа до поверхности земли, Y_1 и Y_2 будут определяться как $Y_1 = Y_{1n} + \Delta Y_1$ и $Y_2 = Y_{2n} + \Delta Y_2$. Передняя и задняя загруженности P_{10} и P_{20} , соответствующие пустому весу ВС, будут определяться также в соответствии с полученными выражениями. А из условия баланса моментов создаваемых весами, можно определить ЦТ ВС относительно передних шасси [16, 19].

Бесконтактный метод определения загруженности, апробирован на примере некоторых самолетов, путем измерения вертикального расстояния с изменением загрузки в нескольких дискретных точках, которые проводились работниками служб перевозки и технического обслуживания.

С учётом пустого веса, приходящегося на каждый шасси ВС (A319, A320, B757, TU154) проводились измерения и вычисления в некоторых контрольных точках загрузки, подтверждающие правильность предложенного метода.

Разработка и выбор методов и средств измерения расстояния. Построение эффективной системы бесконтактного измерения загруженности и центровки ВС определяется показателями выбираемого *метода и средств измерения расстояния* – вертикального перемещения фюзеляжа [16, 17, 19].

Для измерения расстояния широкое применение находят *лазерные, инфракрасные, ультразвуковые и радиодальномеры*, основанные на принципе измерения времени задержки зондирующего сигнала, распространяющегося в направлении до объекта и обратно, с использованием, как правило, *импульсного, временного, частотного* и др. методов измерения расстояния.

Современные *лазерные дальномеры (ЛД)* имеют небольшие размеры, и при этом не только позволяют измерить расстояние, но и вычислить длину периметра, рассчитать площадь, а некоторые модели позволяют определить высоту объекта. Например, ЛД с рабочей длиной волны $\lambda=0,635$ мкм (ЛД производства компании Leica Швейцарии модели Disto), в зависимости от модификации, позволяют измерить дальность до 200м с точностью ± 1 мм.

Основными достоинствами последних моделей ЛД, являются наличие встроенного цифрового видеоискателя и модуля BLUETOOTH (модели Disto D510 и Disto D810), которые могут обеспечивать интеграцию в бортовые измерительные системы ВС. Но главным недостатком, с точки зрения применения, является узкий диапазон рабочих температур (от 0 °С до + 40 °С).

Инфракрасные (ИК) дальномеры измеряют расстояние при помощи ИК излучения. Широко распространённые модели ИК дальномеров, как правило, состоят из излучателя, приёмника и электронного блока для формирования и приёма ИК импульсов. На практике в основном используют ИК дальномеры ближнего ИК (0,7 ÷ 2,5 мкм) диапазона. Одним из распространённых типов таких ИК дальномеров являются модели GP2Y0A41 компании Sharp.

Одним из удобных измерителей расстояния оказались *ультразвуковые (УЗ) дальномеры*, являющиеся наиболее эффективными средствами из семейства *Arduino*, которые были выбраны как основной прибор для измерения расстояния при проведении экспериментальных исследований.

Модель бесконтактной системы взвешивания и определения центра тяжести ВС. Для достижения поставленной цели разработана методика, позволяющая бесконтактным способом определить загруженность и центровку, путем измерения в переднем и заднем опорных точках вертикальных перемещений фюзеляжа. Для этого предусматривается использование электронных измерителей расстояния, располагаемых под фюзеляжем, позволяющих измерить текущие расстояния от поверхности земли до фюзеляжа в опорных точках, изменяющиеся по мере загрузки ВС.

С учётом анализа показателей, рассмотренных моделей дальномеров было установлено, что УЗ дальномер марки *HC-SR04*, способный измерять расстояние в диапазоне 2–450 см, является самым практичным для применения. Используя два комплекта модуля *HC-SR04* и вычислительный модуль *Arduino-UNO*, была смоделирована бесконтактная схема измерения веса и вычисления центровки, с выходом на ноутбук. При проведении исследований были имитированы показатели самолёта А319, взятые из руководства данного самолёта [20, 21]. Как видно из рисунков Figure-2-3-0-991-002-A01 и Figure-2-3-0-991-028-A01 приведённых в [21], расстояния F , F_1 , C_1 и C_2 соответствуют вертикальным расстояниям U_1 и U_2 учитываемыми в расчётах. Базовое расстояние $L = 11,4$ м (расстояние между шасси) постоянное, при этом расстояния между F и F_1 , также C_1 и C_2 постоянные. Составленная в программной среде MatLab математическая модель вычисления позволила вычислить распределение загрузки и сопоставить с табличными данными. Полученные результаты расчёта сошлись с табличными данными (40т, 64т и 74т, также для значения максимальной допустимой загрузки – 75т). Для проведения вычислений учитывались как начальные данные, геометрические характеристики ВС, соответствующие его пустому весу: $M_0 = 40600$ кг; $a = 3.45$ м; $b = 7.59$ м; $L = 11.04$ м и коэффициент амортизации $A_k = 0.75$ [16, 17, 20].

Анализ данных самолёта А319 и результатов ранее проводимых измерений, приведённых в виде графической зависимости, выполненных в MatChad для вертикального перемещения передней стойки при загрузке ВС показывает, что в стационарных условиях и при допущении, что производится равномерная загрузка, зависимость между изменением загруженности и вертикальным перемещением имеет практически линейный характер (рис. 3).

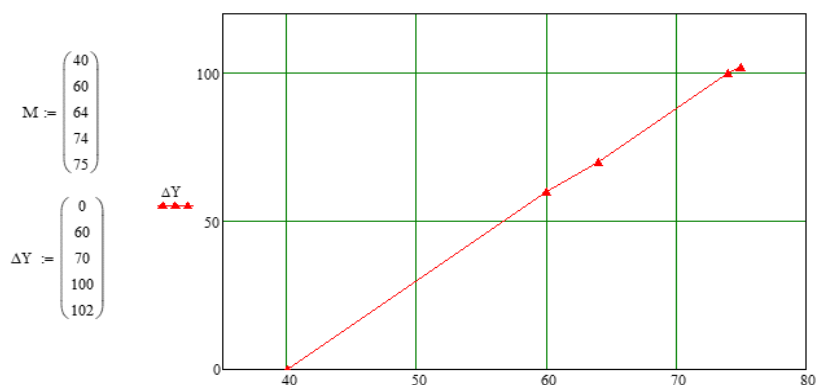


Рис. 3. Зависимость вертикального перемещения самолета A319 от его загрузки (массы): M – масса в тоннах, ΔY – перемещение в мм.

Как видно из графика (рис. 3) при использовании измерителя расстояния с точностью ± 1 мм, абсолютная погрешность определения загрузки предложенным методом, может составлять менее $35\text{т}/102\text{ мм} = 340\text{ кг}$, а усредненная погрешность измерений получится ещё меньше.

С учетом результатов исследований построена упрощенная линейная структурная модель предлагаемой системы бесконтактного определения загрузки и центра тяжести ВС, которая представлена на рис. 4.

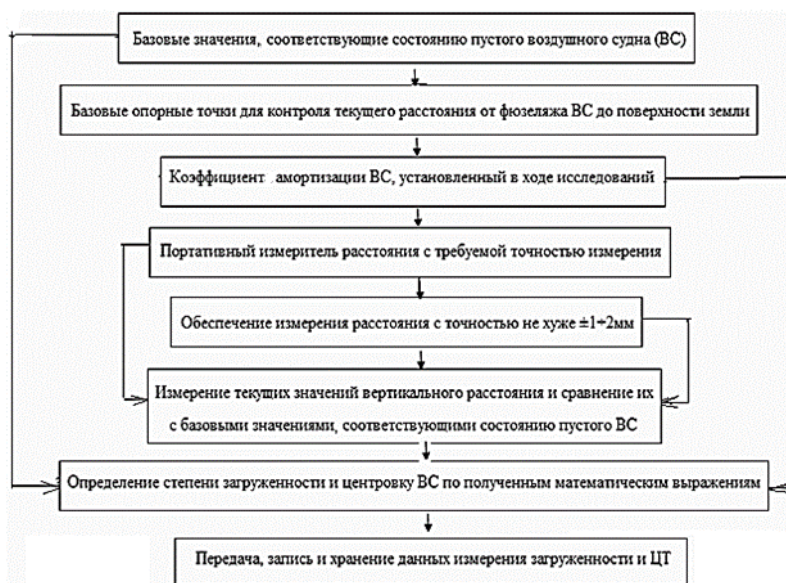


Рис. 4. Линейная структурная модель построения системы бесконтактного определения веса и центра тяжести воздушных судов

В состав такой системы должны входить измерители расстояния, вычислительный блок и ноутбук, обеспечивающие бесконтактный и непосредственный контроль параметров, комплект радиомодема для дистанционного контроля данных и результатов вычислений, компьютеры для приема, обработки, записи и хранения данных.

Порядок определения загруженности и центра тяжести ВС, в соответствии с предлагаемой моделью системы сводится к тому, что вначале в память компьютера или специального вычислителя, как базовые данные, вводятся начальные данные геометрических (a , b , L) и весовых характеристик ВС (масса – M_0 , веса P_{01} и P_{02} , приходящих на передние и задние шасси), соответствующие пустому весу ВС. $L = a + b$ является расстоянием между передним и задними шасси, a – расстояние от ЦТ до переднего шасси, b – расстояние от ЦТ до заднего шасси. Очевидно, что L , M_0 , P_{01} и P_{02} для конкретного типа ВС остаются постоянными, а значения a и b изменяются в зависимости от веса и центровки ВС.

Следующим этапом процесса измерения является выбор опорных точек для непрерывного контроля вертикального перемещения фюзеляжа, т.е. расстояния от фюзеляжа ВС до поверхности земли. Наиболее существенными и подходящими опорными точками для контроля являются точки в непосредственной близости шасси. В наших экспериментах и анализах для получения простой математической модели, выбирались две точки: одна у переднего шасси, вторая посередине между задними шасси.

Коэффициент амортизации ВС, который используется в вычислениях, выбирается из его руководства, или же путем эмпирического подбора.

Выбранные измерители расстояния с точностью измерения $1 \div 2$ мм (например, УЗ дальномеров типа *HC-SR04*) устанавливаются под фюзеляжем на земле в выбранных точках и измеряются текущие значения как вертикальных расстояний, и также их изменения: $Y_1 = Y_{1n} + \Delta Y_1$ и $Y_2 = Y_{2n} + \Delta Y_2$.

В завершении, по полученным выражениям, производится вычисление веса, приходящегося на передние и задние шасси P_1 и P_2 , а затем ЦТ [12, 13]. Полученные данные, с помощью имеющегося вида радиоканала могут передаваться на соответствующие службы, где успешно можно записывать, хранить и производить более точную обработку результатов вычислений.

Заключение. Существующие методы и средства определения загруженности и центровки ВС, а также подготовительные операции по определению центра масс, проведению расчета весовых и центровочных данных ВС имеют ряд недостатков, ограничивающие область их практического применения, или же имеют погрешности, особенно операторные, приводящие к неправильному контролю этих параметров и снижению уровня безопасности полетов.

Предложенная модель, основанная на методе бесконтактного определения загруженности и центровки ВС, и методика вычисления этих параметров позволяет создавать систему оперативного, более точного и дистанционного контроля этих параметров, с возможностью автоматического измерения, передачи, записи и хранения результатов измерений.

Исследования, проведенные с имитацией показателей самолётов типа А319, А320, ТУ154, В757, подтвердили высокую эффективность устройства бесконтактного измерения веса и вычисления центровки, разработанного на основе УЗ дальномеров типа *HC-SR04* и вычислительной модули *Arduino-UNO* с выходом на ноутбук.

В перспективе, проведя исследования в направлении построения бортового интегрированного варианта и отработки на различных типах ВС, в условиях реального производственного процесса в ангаре можно осуществлять техническую реализацию такой системы.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Гасанов А.Р., Искендеров И.А., Агаев Э.А. Влияние степени загруженности и центровки воздушных судов на авиапроисшествия и методы их определения // Материалы XI Международной НТК «АВИА-2009». – Киев, 2009. – Т. 2. – С. 15.29-15.32.

2. National Aerospace Laboratory NLR-TP-2007-153. Analysis of aircraft weight and balance related safety. – URL: <http://www.skybrary.aero/bookshelf/books/1149.pdf>. EASS, 12-14.03. 2007.
3. Черпацук Г.А., Потыльчак А.П., Борзенкова А.В. Повышение точности взвешивания и центровки летательных аппаратов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2014. – № 1. – С. 66-72.
4. Aircraft Weight and Balance Handbook. FAA-H-8083-1A”, 2007, Washington D.C. U.S. Government Printing Office. pg.23. – URL: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/media/FAA-H-8083-1.pdf.
5. Марченко Д. Центровка воздушного судна: мировая практика, актуальные проблемы, перспективы развития. – URL: <http://www.ato.ru/content/centrovka-vozdushnogo-sudna-mirovaia-praktika-aktualnye-problemy-perspektivy-razvitiia>. 2013.
6. Загорский В.А., Киселев Д.Ю., Санчутов В.И. Испытания воздушных судов: электрон. уч. пособ. – Самара: Изд-во СГАУ, 2014. – 75 с.
7. Руководство по центровке и загрузке самолетов ГА СССР. РЦЗ-83. Часть 1 и 2. – М., 1983. – 83 с. (168 с).
8. Determination of center of balance and center of gravity. – URL: <http://www.globalsecurity.org/military/library/policy/army/fm/55-17/ch17.htm>.
9. Богоявленский А.А., Ермолаева О.Л. Формирование системы контроля массы воздушных судов в процессе эксплуатации // Научный Вестник МГТУ ГА. – 2012. – № 175. – С. 147-153.
10. Богоявленский А.А. Внедрение мониторинга массы и центровки в процессе технической эксплуатации воздушных судов // Мир измерений. – 2012. – № 8. – С. 9-10.
11. Борзенкова А.В., Черпацук Г.А. Метрологическое моделирование при аттестации систем взвешивания // Системы обработки информации. – 2013. – Вып. 3 (110). – С. 90-94.
12. Пат. № 2 319 115 РФ. МПК G01G 19/07. Способ определения веса и положения центра тяжести самолета / Миронов А.Д., Юнисов Р.Р., Иванов М.Т. Заявл. 15.05.2006г. Опубл. 10.03.2008, Бюлл. № 7.
13. Пат. № 2 463 567РФ. МПК G01G 19/07. Система определения положения центра тяжести самолета перед взлетом / Берестов Л.М., Мирошниченко Л.Я., Калинин Ю.И. и др. Заявл. 28.04.2011. Опубл. 10.10.2012, Бюл. № 28.
14. Аскеров Дж.Дж., Набиев Р.Н., Искендеров И.А. Цифровой измеритель загруженности // Научные труды НАА. – Баку, 2003. – Вып. 2. – С. 17-23.
15. Предложение по созданию «Бортовой системы измерения веса и положения центра тяжести самолета». – URL: <http://www.rkk.ru/products/nc/wbs.shtml>.
16. Пашаев А.М., Искендеров И.А., Агаев Э.А. Бесконтактный метод определения загруженности воздушного судна по вертикальному перемещению фюзеляжа // Материалы XIII Международной НТК «АВИА-2013». – Киев, 2013. – Т. I. – С. 1.93-1.97.
17. Pashayev A. M., Hasanov A. R., Agayev E.A., Karimov S.M. Imaging Method Application Peculiarities in Contactless Determination of Aircraft Loading Limitation // Asian Journal of Computer and Information Systems. – 2014. – Vol. 2, No. 1. – P. 9-13. ISSN: 2321 – 5658.
18. Силаев А.А. Спектральная теория подрессоривания транспортных машин. – М.: Машиностроен, 1972. – 277 с.
19. Пашаев А.М., Гасанов А.Р., Искендеров И.А., Агаев Э.А. Бесконтактный метод определения степени загруженности и центровки воздушных судов. Патент-Изобр. АР, İ2016 0003., Гос. Ком. по Ст., Метр. и Пат., Б., 2016.
20. Cummins J. , Bering A., Adams D., Sterkenburg R. Automated Estimation of an Aircraft’s Center of Gravity Using Static and Dynamic Measurements. – URL: <https://sem.org/automated-estimation-of-an-aircrafts-center-of-gravity-using-static-and-dynamic-measurements-10-pages/>.
21. Airbus A319. Aircraft characteristics / Airport and maintenance planning. AIRBUS S.A.S.Customer Serv. Tech. Data Supp. and Serv. 31707 Blagnac Cedex.FRANCE. 2012. – 542 p.

REFERENCES

1. Qasanov A.R., Iskenderov I.A., Aqayev E.A. Vliyaniye stepeni zagruzhennosti i tsentrovki vozdushnykh sudakh na aviaproisshestvia i metody ikh opredeleniya. [Influence of degree of congestion and centering of aircraft on aircraft accidents and methods of their determination], *Materialy XI Mezhdunarodnoy NTK «AVIA-2009»* [Materials XI. STC "AVIA-2009"]. Kiev 2009, Vol. 2, pp. 15.29-15.32.

2. National Aerospace Laboratory NLR-TP-2007-153. Analysis of aircraft weight and balance related safety. Available at: <http://www.skybrary.aero/bookshelf/books/1149.pdf>. EASS, 12-14.03. 2007.
3. *Cherepashchuk G.A., Potyl'chak A.P., Borzenkova A.V.* Povyshenie tochnosti vzveshivaniya i tsentrovki letatel'nykh apparatov [Increase of accuracy of weighing and centering of aircraft], *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Aviation-space technology and technology], 2014, No. 1, pp. 66-72.
4. Aircraft Weight and Balance Handbook. FAA-H-8083-1A", 2007, Washington D.C. U.S. Government Printing Office. pg. 23. Available at: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/media/FAA-H-8083-1.pdf.
5. *Marchenko D.* Tsentrovka vozdušnogo sudna: mirovaya praktika, aktual'nye problemy, perspektivy razvitiya [Aircraft alignment: world practice, topical problems, development prospects]. Available at: <http://www.ato.ru/content/centrovka-vozdušnogo-sudna-mirovaya-praktika-aktualnye-problemy-perspektivy-razvitiya>. 2013.
6. *Zagorskiy V.A., Kiselev D.Yu., Sanchutov V.I.* Ispytaniya vozdušnykh sudov: elektron. uch. posob. [Tests of aircraft: Electron. stud. Book]. Samara: Izd-vo SGAU, 2014, 75 p.
7. Rukovodstvo po tsentrovke i zagruzke samoletov GA SSSR. RTsZ-83 [Guidance on the alignment and loading of aircraft of the USSR GA. RCZ-83]. Part 1 and 2. Moscow, 1983, 83 p. (168 p).
8. Determination of center of balance and center of gravity. Available at: <http://www.globalsecurity.org/military/library/policy/army/fm/55-17/ch17.htm>.
9. *Bogoyavlenskiy A.A., Ermolaeva O.L.* Formirovanie sistemy kontrolya massy vozdušnykh sudov v protsesse ekspluatatsii [The formation of a system of monitoring weight of aircraft exploitation process], *Nauchnyy Vestnik MGTU GA* [Civil Aviation High Technologies], 2012, No. 175, pp. 147-153.
10. *Bogoyavlenskiy A.A.* Vnedrenie monitoringa massy i tsentrovki v protsesse tekhnicheskoy ekspluatatsii vozdušnykh sudov [Introduction of mass monitoring and alignment in the process of technical operation of aircraft], *Mir izmereniy* [The world of measurements], 2012, No. 8, pp. 9-10.
11. *Borzenkova A.V., Cherepashchuk G.A.* Metrologicheskoe modelirovanie pri attestatsii sistem vzveshivaniya [Metrological modeling in the certification of weighing systems], *Sistemi obrobki informatsii* [Information processing system], 2013, Issue 3 (110), pp. 90-94.
12. *Mironov A.D., Yunisov R.R., Ivanov M.T.* Sposob opredeleniya vesa i polozheniya tsentra tyazhesti samoleta [Method for determining the weight and position of the center of gravity of the aircraft]. Patent No. 2 319 115 RF. MPK G01G 19/07. Applicat. 15.05.2006. Public. 10.03.2008, Newsletter No. 7.
13. *Berestov L.M., Miroshnichenko L.Ya., Kalinin Yu.I. i dr.* Sistema opredeleniya polozheniya tsentra tyazhesti samoleta pred vzletom [The system for determining the position of the center of gravity of the aircraft before takeoff]. Patent No. 2 463 567RF. MPK G01G 19/07. Applicat. 28.04.2011. Public. 10.10.2012, Newsletter No. 28.
14. *Askerov Dzh.Dzh., Nabiev R.N., Iskenderov I.A.* Tsifrovoy izmeritel' zagruzhennosti [Digital load meter], *Nauchnye trudy NAA* [Scientific works of NAA]. Baku, 2003, Issue 2, pp. 17-23.
15. Predlozhenie po sozdaniyu «Bortovoy sistemy izmereniya vesa i polozheniya tsentra tyazhesti samoleta» [Onboard system for measuring the weight and position of the center of gravity of an aircraft]. Available at: <http://www.rkk.ru/products/nc/wbs.shtml>.
16. *Pashaev A.M., Iskenderov I.A., Agaev E.A.* Beskontaktnyy metod opredeleniya zagruzhennosti vozdušnogo sudna po vertikal'nomu peremeshcheniyu fyuzelyazha [Non-contact method for determining the aircraft's load on vertical displacement of the fuselage], *Materialy XIII Mezhdunarodnoy NTK «AVIA -2013»* [Materials XIII STC "AVIA -2013"]. Kiev, 2013, Vol. I, pp. 1.93-1.97.
17. *Pashayev A. M., Hasanov A. R., Agayev E.A., Karimov S.M.* Imaging Method Application Peculiarities in Contactless Determination of Aircraft Loading Limitation, *Asian Journal of Computer and Information Systems*, 2014, Vol. 2, No. 1, pp. 9-13. ISSN: 2321 – 5658.
18. *Silaev A.A.* Spektral'naya teoriya podressorivaniya transportnykh mashin [Spectral theory of suspension of transport vehicles]. Moscow: Mashinostroenie, 1972, 277 p.

19. Pashaev A.M., Gasanov A.R., Iskenderov I.A., Agaev E.A. Beskontaktnyy metod opredeleniya stepeni zagruzhennosti i tsentrovki vozdushnykh sudov [Non-contact method for determining the degree of congestion and alignment of aircraft]. Patent-Dis. AR. Gos. Com. By Stand, Meter. and Patent, Baku, 2016.
20. Cummins J. , Bering A., Adams D., Sterkenburg R. Automated Estimation of an Aircraft's Center of Gravity Using Static and Dynamic Measurements. Available at: <https://sem.org/automated-estimation-of-an-aircrafts-center-of-gravity-using-static-and-dynamic-measurements-10-pages/>.
21. Airbus A319. Aircraft characteristics, Airport and maintenance planning. AIRBUS S.A.S.Customer Serv. Tech. Data Supp. and Serv. 31707 Blagnac Cedex.FRANCE. 2012, 542 p.

Статью рекомендовал к опубликованию академик Т.А. Алиев.

Пашаев Ариф МирДжалал оглы – Национальная Академия Авиации (НАА) Азербайджанской Республики (АР), г. Баку; e-mail: dzhanakhmedov@yahoo.com; Азербайджанская Республика, AZ-1045, г. Баку, Бина, 25-й км; академик НАН АР; д.ф.-м.н.; профессор.

Гасанов Афиг Рашид оглы – e-mail: hasanov@naa.edu.az; кафедра радиоэлектроники; зав. кафедрой; член. корр. НАН АР; д.т.н.; профессор.

Набиев Расим Наби оглы – e-mail: nabiyevrasim@gmail.com; нач. отдела «Авиационная электроника»; д.т.н.; профессор.

Искендеров Ислам Асад оглы – e-mail: islam.nus@mail.ru; кафедра авионики; к.ф.-м.н.; доцент.

Pashaev Arif Mir Jalal oglu – National Academy of Aviation (NAA) of the Republic of Azerbaijan, Baku; e-mail: dzhanakhmedov@yahoo.com; Azerbaijan Republic, AZ-1045, Baku, Bina, 25 km; academician of the National Academy of Sciences of Azerbaijan; dr. of ph.-math. sc.; professor.

Hasanov Afif Rashid oglu – e-mail: hasanov@naa.edu.az; the department of radioelectronics; head the department; member of corr. NAS of Azerbaijan; dr. of eng. sc.; professor.

Nabiyev Rasim Nabi oglu – e-mail: nabiyevrasim@gmail.com; head of Aviation Electronics Department; dr. of eng. sc.; professor.

Isgandarov Islam Asad oglu – e-mail: islam.nus@mail.ru; the department of avionics; cand. of ph.-math. sc.; associate professor.

УДК 681.3.062

DOI 10.23683/2311-3103-2018-3-167-177

С.И. Клевцов, А.Б. Клевцова

ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ МОДЕЛИ НА ПЕРИОД АДАПТАЦИИ СГЛАЖИВАЮЩЕГО ВРЕМЕННОГО РЯДА ПРИ ПРОГНОЗИРОВАНИИ ИЗМЕНЕНИЙ МЕДЛЕННО МЕНЯЮЩЕЙСЯ ФИЗИЧЕСКОЙ ВЕЛИЧИНЫ

При использовании временного ряда для прогнозирования значений параметров технических объектов и физических переменных необходимо учитывать особенности съема данных для прогнозирования, связанные с цифровой обработкой сигналов. Шаг дискретизации при съеме данных можно установить небольшим. Если изменение параметра в течение нескольких последовательных шагов будет незначительным, то в качестве базовой модели временного ряда можно использовать ряды на основе многократного экспоненциального сглаживания. Для выполнения прогнозирования в микроконтроллере в фоновом режиме был выбран ряд с простым алгоритмом реализации, но позволяющий получить результат с приемлемой погрешностью. Однако, при прогнозировании медленно меняющихся физических величин, ряд имеет период адаптации. Ряд в рамках периода адаптации характеризуется высокой погрешностью и не пригоден для прогнозирования. Задача заключается в сокращении периода адаптации. Эта задача может быть решена с помощью настройки параметров временного ряда. В работе приведены результаты исследований