

(19)



**Евразийское
патентное
ведомство**

(11) **043903**

(13) **B1**

(12) **ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ЕВРАЗИЙСКОМУ ПАТЕНТУ**

(45) Дата публикации и выдачи патента
2023.07.04

(21) Номер заявки
202200090

(22) Дата подачи заявки
2021.12.16

(51) Int. Cl. **B64C 17/00** (2006.01)
G05D 1/08 (2006.01)
G01G 19/07 (2006.01)
G01M 1/12 (2006.01)

(54) **ДИНАМИЧЕСКИЙ БОРТОВОЙ СПОСОБ И СИСТЕМА (УСТРОЙСТВО)
АВТОМАТИЧЕСКОГО ИЗМЕРЕНИЯ МАССЫ И ЦЕНТРОВКИ, ТАНГАЖА,
РЫСКАНИЯ, КРЕНА И СМЕЩЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА
ЗЕМЛЕ И В ПРОСТРАНСТВЕ**

(31) а **2021 0112**

(32) **2021.11.18**

(33) **AZ**

(43) **2023.05.31**

(96) **2021/036 (AZ) 2021.12.16**

(71)(72)(73) Заявитель, изобретатель и
патентовладелец:

КАРИМЛИ ТОГРУЛ ИСА ОГЛЫ (AZ)

(56) RU-C2-2176810
RU-C1-2260179
US-A1-20210139135
EP-B1-0743582
EP-B1-3101504

(57) Изобретение (способ и система) относится к системам измерения и контроля, предназначено для повышения безопасности полетов и надежности летательных аппаратов (ЛА) и может быть использовано для высокоточного измерения пространственного положения, направления перемещения, полета, а также для высокоточного управления траекторией движения различных динамических объектов. Целью изобретения являются измерения массы и центровки; смещения массы и центровки ЛА на земле и в полете; крена, курса, тангажа, без использования лазерных гироскопов. Технический результат достигается тем, что на равноудаленных расстояниях от осредненного значения центра тяжести OO' летательного аппарата по оси Z на законцовках крыла, по осям Y, X в носовой и хвостовой частях размещены дополнительные акселерометры, электрически соединенные между собой по соответствующим осям, по дифференциальной схеме. В результате загрузки или разгрузки, при смещении центра тяжести ЛА, носовая и хвостовая части, законцовки крыла перемещаются относительно осредненного значения центра тяжести OO' летательного аппарата неравномерно. До и после загрузки или разгрузки, измеряя перемещения крайних положений точек ЛА на земле и в полете соответствующими акселерометрами, по дифференциальной схеме измеряются линейные отклонения указанных точек относительно центра тяжести ЛА, который способствует определению относительно осей X, Y, Z , углов крена, курса и тангажа, продольной и поперечной центровки, продольного и поперечного смещения центровки как на земле, так и в полете.

B1

043903

043903

B1

Изобретение (способ и система) относится к системам измерения и контроля и предназначено для повышения безопасности полетов и надежности летательных аппаратов (ЛА), может быть использовано для высокоточного измерения пространственного положения, направления и перемещения полета, а также для высокоточного управления траекторией движения различных динамических объектов.

Масса и центровка ЛА является одним из основных показателей управляемости, устойчивости, надежности и безопасности полетов [1,2,3]. В процессе загрузки и разгрузки самолета, перемещения грузов и пассажиров, сброса грузов, парашютистов, выгорания топлива, выпуска и уборки шасси, перемещения механизации крыла, эволюции ЛА положение центра тяжести (ЦТ) меняется. При полете ЛА, возникающие внешние аэродинамические силы, нагружают самолет и создают дополнительные моменты сил. Для выполнения различных маневров необходимо полностью или частично уравновесить внешние силы и моменты, которые действуют на ЛА относительно ЦТ ЛА. Поэтому необходимо точно знать допустимый диапазон массы и центровки ЛА, для того чтобы не выйти за его пределы.

Проведенный Нидерландской Аэрокосмической Лабораторией отчет за 1970-2005 гг. показывает, что из-за превышения ограничения массы и центровки из 82 авиационных катастроф (accident) 50 (61%) являются гражданскими, 32 (39%) грузовыми самолетами. Из них 34 (41%) имеют смертельные случаи с одним и более погибшими на борту. За отчетные 1970-2005 гг. выяснилось, что из авиационных перевозок 93% являются пассажирскими, а 7% грузовыми самолетами. Таким образом, риски связанные из-за превышения ограничения массы и центровки на грузовых самолетах превышают пассажирские в 8.5 раз. В большинстве случаев причинами авиационных катастроф являются неправильное заполнение центровочного графика, неправильное распределение грузов в передней и задней багажных отделениях, превышение взлетного веса, а также смещение грузов. За период 1998-2004 гг. документ содержит большой набор отчетов о безопасности авиакомпаний, полученных более чем от 40 операторов, где выявлены 1200 авиационных происшествий (аварий) и проанализированы некоторые аварии (incident), связанные с массой и центровкой [4].

В структурных схемах автопилотов современных самолетов не предусмотрено управление по возмущению, учитывающее влияние опасного внештатного смещения центровки ВС [5, 6, 7, 8, 9].

Известен способ определения веса и положения ЦТ самолета, включающий установку датчиков давления на цилиндр каждой амортизированной опоры шасси, измерение изменяющегося давления газа в полости цилиндров, вычисление давления газа на основе усреднения изменений давления газа в амортизированных цилиндрах опор шасси, силы, действующий на каждую опору шасси, веса и положения центра тяжести самолета, измерения давления газа, производимое в процессе руления самолета по неровностям аэродрома, где создаются условия для многократного изменения давления газа в цилиндрах [10]. Недостатками известного способа являются: установка датчиков давления на амортизированной стойке каждой шасси, что предусматривает дополнительные узлы крепления датчиков, в результате чего уменьшается надежность амортизированных стоек шасси; невозможность измерения крена, рыскания, тангажа и смещения массы, а также центровки во время полета самолета.

Известен способ определения массы ЛА, и положения его центра масс, реализуемый в устройстве, в котором масса ЛА преобразуется в электрический сигнал на датчиках давления, например, пьезоэлектрических датчиках, по суммированию которого с нескольких датчиков определяется масса ЛА, а по распределению на этих датчиках - положение его центра масс [11]. Датчики давления устанавливаются в месте соединения стоек шасси с остальной частью конструкции ЛА и воспринимают на себе давление его массы, в результате чего в датчиках образуется электрический сигнал, пропорциональный давлению. Недостатками известного способа также являются установка дополнительных узлов крепления датчиков давления, что способствует уменьшению надежности амортизированных стоек шасси и невозможность измерения тангажа, рыскания, крена, смещения массы и центровки в полете ЛА.

Известна система определения положения центра тяжести самолета перед взлетом, включающая измерительную весовую платформу (ИП), установленную в квадратном углублении фундамента на рулевой дорожке (РД) взлетно-посадочной полосы (ВПП) на которую поступает движущийся самолет с дополнительным размещением маркировки средней аэродинамической хорды (САХ) на днище фюзеляжа самолета [12]. ИП выполнена с креплением ее в середине на опорах-шарнирах. Длина каждого плеча ИП рассчитана для одновременного размещения на ней передней и основных стоек шасси самолета. В систему введены телевизионная передающая камера, фотокамера, оптические оси которых направлены для совмещения их на шкале САХ, пересекающиеся в точке над осью вращения ИП. Передающая камера, фотокамера, установлены на фундаменте платформы для фиксирования отметки САХ и отметки времени прохождения сигналов координат центра тяжести. Выходной канал связан с радиолинией передачи информации о запрете взлета экипажу и операторам УВД о нарушении центровки самолета. Недостатками известной системы являются: установка дополнительного углубления фундамента на рулевой дорожке взлетно-посадочной полосы; в процессе измерения координат центра тяжести самолета требуется дополнительное время, которое способствует задержке производительности полета самолетов; невозможность измерения тангажа, рыскания, крена и смещения массы, а также центровки в полете самолета.

Известна бортовая система для определения веса и балансировки самолета [13], имеющая множество шасси, каждое из которых включает пневматическую амортизированную стойку, систему, состоящую

из памяти хранения данных калибровки, включающий в себя данные трения выходной части соответствующих амортизированных стоек каждого шасси, сохраненные калибровочные данные, включая множество последовательных постоянных давлений выхода каждой стойки шасси, наблюдаемые во время загрузки и разгрузки воздушного судна и множество данных трения выходной части, связанные с соответствующими давлениями выхода, и вычисляются как функция соответствующих давлений выхода и фактическая нагрузка, действующая на стойки во время калибровки загрузки и разгрузки; датчиков давления для измерения давления соответствующих амортизированных стоек во время последующей загрузки или разгрузки воздушного судна; датчиков нагрузки для измерения вертикальных нагрузок, которые оказывают на соответствующие шасси самолета при последующей загрузке или разгрузке, и датчик пространственного положения для измерения пространственного положения самолета по отношению к горизонту во время последующей загрузки или разгрузки, а также компьютер для вычисления фактической вертикальной нагрузки, в которую поступают сигналы от каждой шасси в течение последующей загрузки или разгрузки, калибровочных данных трения выхода амортизированной стойки, хранящихся в памяти, давления амортизированной стойки, воспринимаемые датчиками давления нагрузок шасси, нагрузок шасси воспринимаемые датчиками нагрузок и пространственного положения самолета, воспринимаемые датчиками пространственного положения. Недостатками известного способа также являются установка дополнительных узлов крепления датчиков давления, что приводит к уменьшению надежности амортизированных стоек шасси и невозможность измерения тангажа, рыскания, крена, смещения массы, а также центровки в полете ЛА.

Наиболее близким по технической сущности к заявляемому объекту (способ) является способ использования инерциальной навигации, предназначенный для определения координат, углов крена, рыскания, тангажа и угловых скоростей различных ЛА [14]. Недостатками данного способа являются невозможность измерений массы и центровки, а также смещение массы и центровки ЛА на земле и в полете.

Наиболее близким по технической сущности к заявляемому объекту (система) является инерциальная навигационная система, состоящая из гироскопов, акселерометров, корректирующих блоков, которая предназначена для измерения координат, углов крена, тангажа, рыскания и угловых скоростей ЛА [14]. К числу недостатков данной системы относятся невозможность измерений массы и центровки ЛА, смещение массы и центровки ЛА на земле и в полете.

Задачей предлагаемого изобретения является автономное измерение массы и центровки, смещения массы и центровки ЛА на земле и в полете, а также крена, рыскания, тангажа, без использования лазерных гироскопов.

Технический результат достигается тем, что на равноудаленных расстояниях от осредненного значения центра тяжести OO' летательного аппарата по оси Z на законцовках крыла, по осям Y , X в носовой и хвостовой части размещены дополнительные акселерометры, электрически соединенные между собой по соответствующим осям. В результате загрузки или разгрузки, при смещении центра тяжести ЛА, носовая и хвостовая часть, законцовки крыла перемещаются относительно осредненного значения центра тяжести OO' летательного аппарата неравномерно.

Для измерения перемещения указанных точек ЛА, после открытия пассажирских дверей, грузовых отсеков, крышек заправочных баков воспринимаемыми электрическими сигналами от датчиков положения (открытое и закрытое положение) включаются дополнительно установленные акселерометры. Ускорение, измеряемые этими акселерометрами после двукратного интегрирования определяют перемещения соответствующих точек, после чего фиксируются исходные вертикальные положения носового и хвостового точек фюзеляжа (канал тангажа), правой и левой части законцовок крыла (канал крена). Сигналы вертикального положения записываются в память вычислителя или компьютера соответствующего канала. После закрытия пассажирских дверей, грузовых отсеков, крышек заправочных баков воспринимаемыми электрическими сигналами от датчиков положения повторно включаются дополнительно установленные акселерометры. Далее, после двукратного интегрирования ускорений, получаемых от дополнительно установленных акселерометров, измеряются и фиксируются конечные вертикальные положения носового и хвостового точек фюзеляжа (канал тангажа), правой и левой части законцовок крыла (канал крена). Эти сигналы записываются в память вычислителя или компьютера соответствующего канала. Компьютер на основе разности вертикальных положений канала фюзеляжа и канала крыла дифференциальными измерениями, т.е. разностью между исходными и конечными положениями соответствующих каналов, вычисляет пропорционально массе и центровке вертикальные перемещения канала тангажа и канала крена. Таким образом, в зависимости от массы и центровки ЛА определяются вертикальное перемещение точек носового и хвостового точек фюзеляжа, правой и левой части законцовок крыла относительно взлетно-посадочной полосы. Компьютер по определенному алгоритму, вычисляя вертикальные перемещения канала тангажа, определяет продольную центровку и ее смещение, балансировочное плечо, а также фактический угол тангажа. Компьютер по определенному алгоритму вычисляя вертикальные перемещения канала крена определяет поперечную центровку и ее смещение, фактический угол крена. Перед взлетом измеренный другими системами фактический угол курса ЛА поступает на память компьютера канала рыскания, в качестве опорного сигнала. В дальнейшем, в полете измеряя угол рыскания по опорному сигналу, также возможно дополнительно вычислить текущий курс полета ЛА.

Для достижения цели, до и после загрузки, измеряя перемещения крайних положений точек ЛА на земле и в полете соответствующими акселерометрами, по дифференциальной схеме измеряются линейные отклонения относительно центра тяжести ЛА, который способствует определению относительно осей X, Y, Z, также углов крена, курса и тангажа.

Динамический бортовой способ и система (устройство) автоматического измерения массы и центровки, тангажа, рыскания, крена и смещения центровки летательного аппарата на земле и в пространстве имеет ряд преимуществ:

возможность дополнительного измерения инерциальным способом углов крена, курса, тангажа ЛА, с высокой чувствительностью и точностью, но без лазерного гироскопа;

увеличение надежности и достоверности информации;

повышение безопасности полетов, который является основным приоритетом воздушных перевозок;

увеличение производительности полетов.

Динамический бортовой способ и система (устройство) автоматического измерения массы и центровки, тангажа, рыскания, крена и смещения центровки летательного аппарата на земле и в пространстве, заключающийся в использовании инерциальной навигации, показан на схемах (фиг. 1-6).

На рисунке (фиг. 1) представлена схема расположения продольной центровки на примере воздушного судна (ВС) Boeing-747-8 [15] и предлагаемые точки размещения в нем акселерометров, который способствует реализации автономного бортового способа для вычисления продольной массы и центровки, тангажа, курса и продольного смещения центровки ЛА на земле и в полете.

На рисунке (фиг. 2) представлена схема расположения поперечной центровки на примере ВС Boeing-747-8 [15] и предлагаемые точки размещения в нем акселерометров, которые способствуют реализации автономного бортового способа для вычисления поперечной массы и центровки, крена и бокового смещения центровки летательного аппарата на земле и в полете.

С помощью этого способа, суть которого заключается в размещении акселерометров на равноудаленных расстояниях от осредненного центра тяжести ЛА по оси Z на законцовках боковых частей (крыла), по осям Y, X в передней и задней (носовой и хвостовой) частях ЛА и морских кораблей, появляется возможность построения автоматической системы для измерения отклонения углового положения ВС и морских кораблей от заданной траектории. На базе предложенного способа можно внедрять дополнительную бортовую автономную автоматическую посадочную и швартовочную систему по приборам.

Согласно источнику [17] известно, что центровка определяется как отношение (A-B) расстояния от центра тяжести самолета до носка САХ (средняя аэродинамическая хорда) на длину C САХ в процентном соотношении (фиг. 3)

$$\%MAC = \frac{A-B}{C} \cdot 100 \quad (1)$$

где, MAC (Mean Aerodynamic Chord - средняя аэродинамическая хорда), A - расстояние от условного начала координат до центра тяжести (или массы) самолета, B - расстояние от начала координат до носка САХ, C - длина средней аэродинамической хорды (САХ) крыла.

На чертеже (фиг. 4) представлена схема расположение балансировочного плеча ВС Boeing 747-8F при определении центровки.

На примере ВС (воздушного судна) Boeing 747-8F (фиг. 4) центровка (продольная центровка) относительно САХ определяется как [18]

$$\%MAC = \frac{BA - 1258}{327.8} \cdot 100 \quad (2)$$

где BA (Balance Arm - балансировочное плечо) расстояние от условного начала координат (находится за носком ВС на расстоянии 70 дюйм (1.78 м)) до центра массы. Расстояние 1258 дюйм (31.95 м) расстояние от начала координат до носка САХ, а расстояние 327.8 дюйм (8.30 м) длина средней аэродинамической хорды крыла. Допустимый диапазон САХ - %MAC=13-33% зависит от балансировочного плеча BA (фиг. 3). Из формулы (1) и (2) можно определить диапазон балансировочного плеча BA для данного ВС.

$$A=BA = \frac{\%MAC \times C + B \times 100}{100} = \frac{\%MAC \times 327.8 + 1258 \times 100}{100} \quad (3)$$

$$A=BA = 1295 + 1366.9 \text{ дюйм} \quad \text{или} \quad BA = 32.893 + 34.719 \text{ м}$$

На примере конкретного самолета, как видно из формул (1) и (2) переменным параметром является расстояние от условного начала координат до центра массы самолета - BA, который зависит от загрузки или разгрузки самолета. Формула (1) является справедливой для многих типов самолетов.

С помощью этого способа определим необходимые параметры для вычисления фактического местоположения центра тяжести ВС и его смещения (фиг. 1). При смещении продольного центра тяжести в носовую часть на ΔL в пределах допустимого диапазона центра тяжести (например, до 11% САХ) величина вертикального линейного отклонения носовой части $A_V B_V$ уменьшается, а величина вертикального линейного отклонения хвостовой части $A'_V B'_V$ увеличивается; при линейном смещении центра тяжести в хвостовую часть в пределах нормы (например, до 33% САХ) величина вертикального линейного отклонения носовой части увеличивается до значения $A_V D_V$, а величина вертикального линейного отклонения хвостовой части уменьшается до значения $A'_V D'_V$. Если установить на продольной оси фюзеляжа на рав-

ноудаленных расстояниях от осредненного значения центра тяжести OO' летательного аппарата в носовой (в точке A_V) и хвостовой части (в точке A'_V) дополнительные линейные акселерометры, можно измерить вертикальные линейные ускорения носовой и хвостовой части фюзеляжа, которые электрически соединены между собой по дифференциальной схеме. По сигналам этих линейных акселерометров, дважды интегрируя ускорения, получим вертикальные линейные перемещения носовой $A_V B_V$ и хвостовой $A'_V B'_V$ части фюзеляжа. В таком случае, в реальном масштабе времени можно измерить фактическую длину балансирующего плеча BA , которая, также, может меняться во время полета (при расходе топлива; выпуске и уборке шасси, механизаций крыла и хвостовой части; смещении грузов; перемещении пассажиров). На основе этого значения и определяется фактическая центровка самолета и ее смещение.

При определенном значении угла тангажа $\Delta\alpha$, независимо от смещения центра тяжести (передняя или задняя центровка), хотя линейные отклонения значений носовой и хвостовой части меняются (согласно правилу рычага, при уменьшении $A_V B_V$ настолько же увеличивается $A'_V B'_V$, и наоборот), сумма остается постоянной: $A_V B_V + A'_V B'_V = \text{const}$ (фиг. 1)

Согласно (фиг. 1), если установить носовой и хвостовой линейные акселерометры на одинаковых расстояниях относительно центра тяжести, равному осредненному значению балансирующего плеча (или на расстояниях пропорционально осредненному значению балансирующего плеча), например на расстоянии $A=BA=L=A_V O=A'_V O$, измерив вертикальные линейные перемещения, можно записать

$$\frac{A_V B_V}{A_V O} = \frac{A'_V B'_V}{A'_V O} \quad (4)$$

При переднем смещении центровки, из-за уменьшения передней части длины плеча и увеличения задней части длины плеча (правило рычага) относительно фактического центра тяжести ЛА

$$\frac{A_V B_V}{A'_V B'_V} < 1 \quad (5)$$

При заднем смещении центровки, из-за увеличения передней части длины плеча и уменьшения задней части длины плеча (правило рычага) относительно фактического центра тяжести ЛА

$$\frac{A_V B_V}{A'_V B'_V} > 1 \quad (6)$$

При смещении центра тяжести в носовую часть на ΔL балансирующее плечо уменьшается на ΔL , т.е. $A=BA=L-\Delta L=A_V O-\Delta L=A_V C$, а длина $A'_V O$ увеличивается на ΔL , т.е. $L+\Delta L=A'_V O+\Delta L=A_V O+\Delta L=A'_V C$.

При смещении центра тяжести в хвостовую часть на ΔL балансирующее плечо увеличивается на ΔL , т.е. $A=BA=L+\Delta L=A_V O+\Delta L=A_V C'$, а длина $A'_V O$ уменьшается на ΔL , т.е. $L-\Delta L=A'_V O-\Delta L=A'_V C'$.

Рассмотрим случай при смещении центра тяжести в носовую часть. Тогда формулу (4) можно записать как

$$\begin{aligned} \frac{A_V B_V}{A_V O - \Delta L} &= \frac{A'_V B'_V}{A_V O + \Delta L} \\ A_V O - \Delta L &= \frac{(A_V O + \Delta L) A_V B_V}{A'_V B'_V} \\ &\text{или} \\ L - \Delta L = BA &= \frac{(L + \Delta L) A_V B_V}{A'_V B'_V} \end{aligned} \quad (7)$$

Согласно фиг. 1 можно определить угол тангажа

$$\vartheta = \arctg \frac{L - \Delta L}{A_V B_V} = \arctg \frac{L + \Delta L}{A'_V B'_V} \quad (8)$$

Таким образом, на основе предложенного способа линейными акселерометрами измеряются вертикальные линейные перемещения носовой $A_V B_V$ и хвостовой $A'_V B'_V$ частей фюзеляжа, где переменным параметром является только продольное смещение центровки ΔL , от которого зависит балансирующее плечо, в том числе, и продольная центровка самолета. Из формулы (7) определим продольное смещение центровки:

$$\Delta L = \frac{L(A'_V B'_V - A_V B_V)}{A'_V B'_V + A_V B_V} \quad (9)$$

Предложенным способом расположение переднего или заднего смещения продольной центровки, а также его значение определяется формулами (5), (6), (7), (9). Как видно, эти вертикальные линейные перемещения носовой и хвостовой части фюзеляжа способствуют динамическому определению массы и центровки, с применением равноудаленно (или пропорционально) установленных от центра тяжести ВС акселерометров, размещенных в носовой и хвостовой частях фюзеляжа (фиг. 1).

При отклонении самолета Boeing 747-8F от текущего заданного тангажа на угол $\Delta\alpha=1^\circ$ на основе предложенного способа определим суммарное вертикальное линейное отклонение $A_V B_V + A'_V B'_V$ носовой и хвостовой точек фюзеляжа, при известной длине фюзеляжа 76.25 м [18]. Допустим, что осредненное значение центра тяжести находится на расстоянии $BA=(32.893+34.719)/2=33.8$ м. В этом случае

$$A_V B_V = A'_V B'_V = \frac{2\pi \times BA}{360^\circ} \times \Delta\theta \quad (10)$$

$$A_V B_V = A'_V B'_V = \frac{6.2832 \times 33.8}{360^\circ} \times 1^\circ = 0.59\text{м}$$

$$A_V B_V + A'_V B'_V = 1.18\text{м}$$

Если линейные акселерометры установить в носовой и хвостовой частях специальным способом вдоль оси фюзеляжа на равноудаленных расстояниях, равному расстоянию от условного начала координат до осредненного центра тяжести, и расстояние между линейными акселерометрами составляет 57.295 м, то суммарное вертикальное линейное отклонение оси в точках установки линейных акселерометров относительно исходного горизонтального положения при тангаже с углом $\Delta\nu=1^\circ$ равно $A_V B_V + A'_V B'_V = 1$ м. Если расстояние между линейными акселерометрами составляет 28.647 м, тогда $A_V B_V + A'_V B'_V = 0.5$ м.

Если применить линейные акселерометры с порогом чувствительности (наименьшая способность измерения ускорения) $@_p=10^{-7}\text{г}$ (10^{-6}м/сек^2) при нулевой начальной вертикальной линейной скорости ВС, тогда порог чувствительности к вертикальному линейному перемещению, т.е. наименьшая способность измерения вертикального линейного перемещения за время $t=1$ с определяется как

$$\Delta A_V B_V = \frac{a_p t^2}{2} = \frac{10^{-6}\text{м/сек}^2 \times 1\text{сек}}{2} = 5 \times 10^{-7}\text{м} \quad (11)$$

$$\frac{\Delta A_V B_V}{A_V B_V} = \frac{\vartheta_g}{\Delta\theta} \quad (12)$$

При значениях $\Delta\nu=1^\circ$, $\Delta A_V B_V + A'_V B'_V = 0.5$ м из выражения (12) определим разрешающую способность значения угла тангажа, т.е. минимальное вертикальное отклонение ϑ_g , соответствующее порогу чувствительности тангажа

$$\vartheta_g = \Delta\theta \frac{\Delta A_V B_V}{A_V B_V} = 1^\circ \frac{5 \times 10^{-7}\text{м}}{0.5\text{м}} = 10^{-6}\text{градус} = 0.000001^\circ$$

При отклонении теоретической траектории прямой линии высоты полета ЛА на угол $\Delta\nu=1^\circ$, длина которой составляет $D=10000$ км (если одна точка линии неподвижна) перемещение подвижной конечной точки этой линии от исходного положения (т.е. длина большой дуги по высоте) с радиусом $R=D=10000$ км, определяется как

$$\Delta D = \frac{2\pi R}{360^\circ} \times \Delta\theta = \frac{6.2832 \times 10000\text{км}}{360^\circ} \times 1^\circ = 174.533\text{км} \quad (13)$$

А при отклонении на угол $\vartheta_g=0.000001^\circ$ перемещение конечной точки этой линии от исходного положения по вертикали (длина малой дуги по высоте) определяется как

$$\Delta d_V = \frac{2\pi D}{360^\circ} \times \vartheta_g = \frac{6.2832 \times 10000\text{км}}{360^\circ} \times 0.000001^\circ = 0.1745\text{м} \quad (14)$$

Установив горизонтальные линейные акселерометры в носовой и хвостовой частях фюзеляжа на расстоянии 28.647 м от осредненного центра тяжести, для измерения горизонтального отклонения фюзеляжа по курсу относительно продольной линии, при значениях $\Delta\Psi=1^\circ$, $A_H B_H = A'_H B'_H = 0.5$ м, из выражения (15) определим разрешающую способность значения угла рыскания, т.е. минимальное горизонтальное отклонения Ψ_g , соответствующей порогу чувствительности рыскания по курсу

$$\frac{\Delta A_H B_H}{A_H B_H} = \frac{\Psi_g}{\Delta\Psi} \quad (15)$$

$$\Psi_g = \Delta\Psi \frac{\Delta A_H B_H}{A_H B_H} = 1^\circ \frac{5 \times 10^{-7}\text{м}}{0.5\text{м}} = 10^{-6}\text{градус} = 0.000001^\circ$$

Согласно фиг. 1 можно определить угол рыскания по курсу

$$\Psi = \arctg \frac{L - \Delta L}{A_H B_H} = \arctg \frac{L + \Delta L}{A'_H B'_H} \quad (16)$$

Установив линейные акселерометры на законцовках крыла (фиг. 2) на расстоянии 28.647 м от осредненного центра тяжести для измерения поперечной центровки и крена, при значениях $\Delta\gamma=1^\circ$, $A_S B_S = A'_S B'_S = 0.5$ м, из выражения (17) определим разрешающую способность значения угла крена, т.е. минимальное горизонтальное отклонения γ_g , соответствующее порогу чувствительности крена

$$\frac{\Delta A_S B_S}{A_S B_S} = \frac{\gamma_g}{\Delta\gamma} \quad (17)$$

$$\gamma_g = \Delta\gamma \frac{\Delta A_S B_S}{A_S B_S} = 1^\circ \frac{5 \times 10^{-7}\text{м}}{0.5\text{м}} = 10^{-6}\text{градус} = 0.000001^\circ$$

Поперечное смещения центровки определяется аналогично (9), в виде

$$\Delta L_S = \frac{L_S (A'_S B'_S - A_S B_S)}{A'_S B'_S + A_S B_S} \quad (18)$$

Согласно фиг. 2 можно определить угол крена

$$\gamma = \arctg \frac{L_S - \Delta L_S}{A_S B_S} = \arctg \frac{L_S + \Delta L_S}{A'_S B'_S} \quad (19)$$

При отклонении траектории прямой линии курса полета ЛА на угол $\Delta\Psi=1^\circ$, длина которой составляет $D=10000$ км (если одна точка линии неподвижна) перемещение подвижной конечной точки этой линии от исходного положения, т.е. длина большой дуги с радиусом $R=D=10000$ км определяется как

$$\Delta D = \frac{2\pi R}{360^\circ} \times \Delta\Psi = \frac{6.2832 \times 10000\text{км}}{360^\circ} \times 1^\circ = 174.533\text{км} \quad (20)$$

А при отклонении на угол $\Psi_g = 0.000001^\circ$ перемещение конечной точки этой линии от исходного положения по горизонтали (длина малой дуги) определяется как

$$\Delta d_H = \frac{2\pi D}{360^\circ} \times \Psi_g = \frac{6.2832 \times 10000 \text{ км}}{360^\circ} \times 0.000001^\circ = 0.1745 \text{ м} \quad (21)$$

Как видно из формулы (21), теоретическая возможность определения отклонения траектории курса полета самолета Boeing 747-8F при полете на расстояние 10000 км, без использования лазерного гироскопа и альтернативных источников навигационных данных может составлять 0.1745 м. На основе этого способа можно внедрить дополнительную высокоточную автоматическую систему навигации, посадки, а также швартовки.

Таким образом, теоретическая чувствительность предложенной системы на несколько порядков выше по сравнению со спутниковой навигацией и высокоточными бортовыми лазерными гироскопами, которые применяются на современных ВС и морских кораблях [14, 16].

В начальном стартовом или взлетном положении ЛА, в качестве опорного сигнала, различными существующими методами с высокой точностью в исходном положении вводится измеряемый курс полета, после чего эта информация сохраняется в памяти компьютера. Далее, в процессе полета относительно опорного курсового сигнала предложенным способом можно внедрить высокоточную и высокочувствительную автономную автоматическую навигационную, посадочную или швартовочную систему.

Динамическая бортовая система (устройство) автоматического измерения смещения центровки, балансировочного плеча, центровки относительно средней аэродинамической хорды (САХ), вертикальной траектории полета (перемещение конечной точки), тангажа ЛА на земле и в полете, заключается в использовании предложенного способа и показана на схеме (фиг. 5).

Система состоит из двух линейных акселерометров, где оси чувствительности направлены в плоскости тангажа, предназначенных для измерения вертикального линейного ускорения носовой и хвостовой точек фюзеляжа, и установлены в носовой и хвостовой точках на одной продольной оси фюзеляжа; двух интеграторов для одно и двукратного интегрирования вертикального линейного ускорений носового и хвостового точек; вычислителями (компьютерными блоками) отношения вертикальных линейных перемещений носовой и хвостовой точек; вычислителем угла тангажа; вычислителем смещения продольной центровки; вычислителем балансировочного плеча; вычислителем центровки относительно средней аэродинамической хорды (САХ); вычислителем вертикальной траектории. При однократном интегрировании вертикального линейных ускорений носового и хвостового точек определяется вертикальная линейная скорость, двукратном интегрировании вертикальное линейное перемещение соответствующих точек.

Динамическая бортовая система (устройство) автоматического измерения смещения продольной центровки, балансировочного плеча, центровки относительно средней аэродинамической хорды (САХ), горизонтальной траектории полета (перемещение конечной точки), рыскания ЛА на земле и в полете, заключающийся в использовании предложенного способа, показана на схеме (фиг. 6).

Система состоит из двух линейных акселерометров, где оси чувствительности направлены в плоскости рыскания, предназначенных для измерения горизонтального линейного ускорения, и установлены перпендикулярно продольной оси в носовой и хвостовой точек фюзеляжа; двух интеграторов для одно- и двукратного интегрирования горизонтального линейных ускорений носового и хвостового точек; вычислителями (компьютерными блоками) отношения горизонтальных перемещений носовой и хвостовой точек; вычислителем угла рыскания; вычислителем смещения продольной центровки; вычислителем балансировочного плеча; вычислителем центровки относительно средней аэродинамической хорды (САХ); вычислителем горизонтальной траектории. При однократном интегрировании горизонтальных линейных ускорений носового и хвостового точек определяется горизонтальная скорость, двукратном интегрировании горизонтальное перемещение соответствующих точек.

Динамическая бортовая система (устройство) автоматического измерения поперечного смещения центровки, крена ЛА на земле и в полете, заключающийся в использовании предложенного способа, показана на схеме (фиг. 7).

Система состоит из двух линейных акселерометров, где оси чувствительности направлены в плоскости крена, предназначенных для измерения вертикального линейного ускорения правой и левой точек законцовок крыла, и установлены в соответствующих точках крыла; двух интеграторов для одно- и двукратного интегрирования вертикального линейных ускорений правой и левой точек законцовок крыла; вычислителями (компьютерными блоками) отношения вертикальных перемещений правой и левой точек законцовок крыла; вычислителем угла крена; вычислителем вертикальной траектории. При однократном интегрировании вертикальных линейных ускорений правой и левой точек законцовок крыла определяется вертикальная скорость, двукратном интегрировании - вертикальное перемещение соответствующих точек крыла.

Аналогично предложенным способом и системой (устройство) можно автономно вычислить навигационные и центровочные показатели подводных и надводных морских кораблей, а также ракет с высокой точностью.

Источники информации.

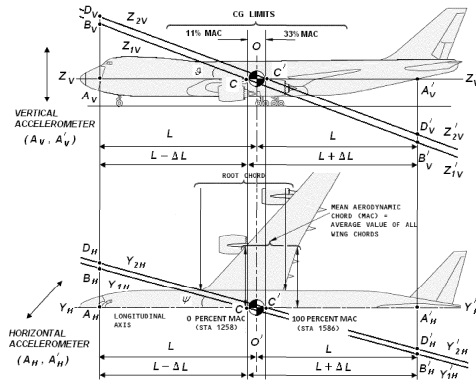
1. Principles of flights. JAA ATPL. Theoretical knowledge manual. Oxford Aviation, Frankfurt, Germany, 2001. pp.273-309.
2. David G. Hull. Fundamentals of Airplane Flight Mechanics. Springer-Verlag. Berlin, Heidelberg, 2007. p.298.
3. Weight and Balance Handbook. US Department of Transportation. Federal Aviation Administration. 2016. p.114.
4. Analysis of aircraft weight and balance related safety occurrences.19th annual European Aviation Safety Seminar (EASS), March 12-14, Amsterdam, Netherlands, 2007, p.23. www.nlr.nl.
5. Airbus A340-500/600. Technical Training Manual. Auto flight. France, Airbus S.A.S., 2002, p.117.
6. Boeing 747-8. Maintenance Training Manual. Autopilot Flight Director System. Boeing Company, 2016, p.301.
7. Boeing 767. Aircraft Maintenance Manual. Autoflight. The Boeing Company, USA, 2012. p.701.
8. Boeing 767. Training Student Lab Notebook. Autoflight and Thrust Management Systems: Avionics Book. Boeing Company, 2010, p.235.
9. E-Jets (Embraer E-Jet 170/190). Maintenance Training Manual. Auto Flight. 2011. p.284.
10. Patent: RU 2319115. МПК: G01G 19/07, C1. Миронов А.Д., Юнисов Р.Р., Иванов М.Т. Способ определения веса и положения центра тяжести самолета. 10.03.2008, Бюл. № 7.
11. Patent: RU 2400405. МПК: B64D 43/00. Копылов Г.А., Ковалёв В.Д. Способ определения массы летательного аппарата, положения его центра масс и устройство для его осуществления. 27.09.2009, Бюл. № 27.
12. Patent: RU 2463567. МПК: G01G 19/07, G01M 1/12. Берестов Л.М., Мирошниченко Л.Я., Калинин Ю.И., Макарова А.Ю., Теплова О.В., Фролкина Л.В. Система определения положения центра тяжести самолета перед взлетом. 10.10.2012, Бюл. № 28.
13. Patent:US 7,967,244 B2. Onboard Aircraft Weight and Balance System. Michael A. Long; Geoffrey E. Gouette. Jun. 28, 2011.
14. Laseref VI. Micro Inertial Reference System. Honeywell Product Description, USA, Honeywell Inc., October 2016, p.27.
15. Boeing 747-8. Maintenance Training Manual. Avionics (B2), EASA IR Part 66 (818) COMM2. Weight and Balance System. 2016, pp.382-433.
16. Барыкин В.В., Кулешов А.В., Подчезерцев В.П., Щеглова Н.Н. Лазерный гироскоп. М.: МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2010, 23с.
17. Mass and balance. JAA ATPL. Theoretical knowledge manual. Germany, Frankfurt: Oxford Aviation, 2001, pp.60-61.
18. Boeing 747-8F. Weight and Balance. Control and Loading Manual. Boeing Company, 2016. p.412.

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

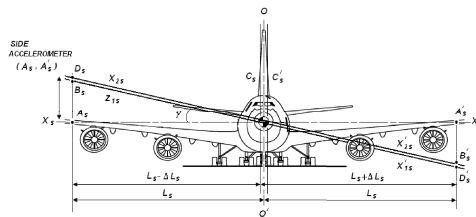
1. Динамический бортовой способ измерения массы и центровки, пространственного положения, угла рыскания и смещения центровки летательного аппарата (ЛА), заключающийся в использовании инерциальной навигации с измерением ускорения, на основе чего вычисляют перемещение центра массы летательного аппарата, отличающийся тем, что вычисление параметров массы и центровки осуществляют дифференциальными измерениями линейных перемещений до и после загрузки по сигналам дополнительно установленных линейных акселерометров измерением длины плеч точек установок противоположных акселерометров равноудаленных или пропорционально удаленных относительно осредненного значения центра тяжести ЛА, где соответствующие длины плеч меняются в зависимости от опорной точки фактической массы и центровки ЛА, при этом дифференциальными измерениями вертикальных линейных перемещений носовой и хвостовой частей определяют продольное линейное смещение центровки и угол тангажа, дифференциальными измерениями горизонтальных линейных перемещений - продольное смещение центровки и угол рыскания по курсу, дифференциальными измерениями вертикальных линейных перемещений законцовок правой и левой частей крыла - поперечное смещение центровки и угол крена.

2. Динамическая бортовая система измерения массы и центровки пространственного положения, угла рыскания и смещения центровки летательного аппарата, состоящая из электрически связанных между собой акселерометра, интеграторов, компьютерных блоков, отличающаяся тем, что дополнительно снабжена соответственно расположенными на равноудаленных или пропорционально удаленных плечах от осредненного значения центра тяжести ЛА носовыми и хвостовыми линейными акселерометрами с вертикальной осью чувствительности, с горизонтальной осью чувствительности, где соответствующие длины плеч меняются в зависимости от опорной точки фактической массы и продольной центровки ЛА, интеграторами носового и хвостового вертикальных линейных ускорений, горизонтальных линейных ускорений, компьютерными блоками отношения вертикальных и горизонтальных линейных перемещений носовой и хвостовой точек, компьютерными блоками тангажа, смещения продольной центровки, балансировочного плеча, продольной центровки относительно средней аэродинамической хорды, верти-

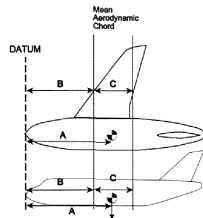
кальной траектории, рыскания по курсу, горизонтальной траектории; дополнительно снабжена соответственно расположенными на равноудаленных или пропорционально удаленных плечах от осредненного значения центра тяжести ЛА правыми и левыми линейными акселерометрами с вертикальной осью чувствительности, с установленными на правой и левой частях законцовок крыла, где соответствующие длины плеч меняются в зависимости от опорной точки фактической массы и поперечной центровки ЛА, интеграторами вертикальных линейных ускорений соответствующих линейных акселерометров, компьютерными блоками отношения вертикальных линейных перемещений правой и левой частей законцовок крыла, крена, смещения поперечной центровки.



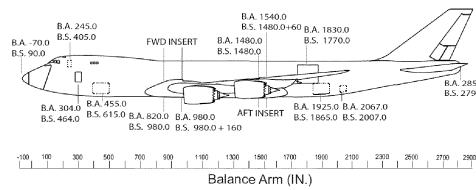
Фиг. 1



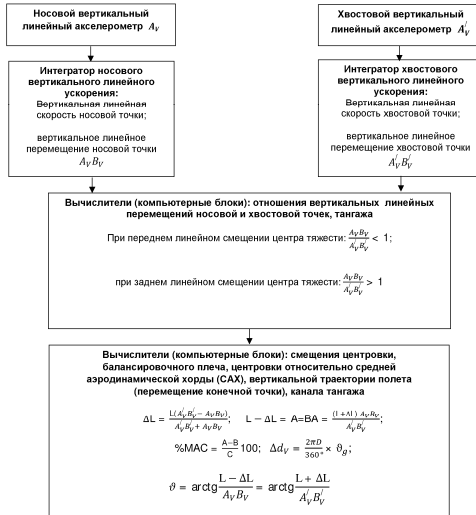
Фиг. 2



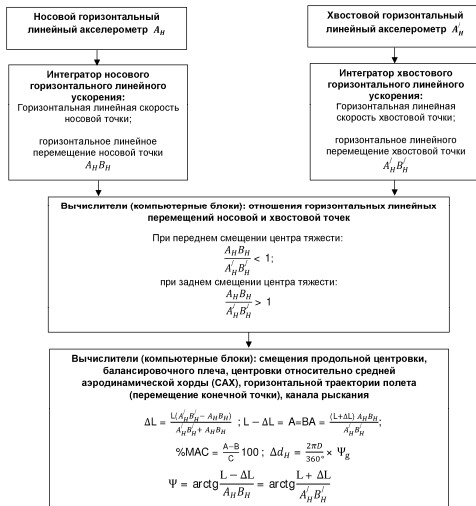
Фиг. 3



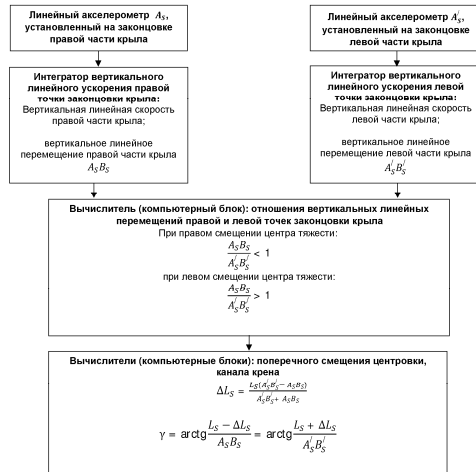
Фиг. 4



Фиг. 5



Фиг. 6



Фиг. 7