

На правах рукописи

ХЕЙН Тай Зар Тин



**ВЕСОИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ  
В РЕЖИМЕ МАНЕВРИРОВАНИЯ НА ЗЕМЛЕ**

Специальность 05.11.16 – Информационно-измерительные  
и управляющие системы (в промышленности)

Автореферат диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Тула – 2020

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ)

**Научный руководитель:**

доктор технических наук, профессор,  
**МЕЛЬНИКОВ Валерий Ефимович**

**Официальные оппоненты:**

**КОНОВАЛОВ Сергей Феодосьевич**  
доктор технических наук, профессор,  
ФГБОУ ВО «МГТУ им. Н.Э. Баумана»

**ГУСЬКОВ Андрей Александрович**  
кандидат технических наук, Арзамасский  
политехнический институт (филиала)  
ФГБОУ ВО «НГТУ им. Р.Е. Алексеева»

**Ведущая организация:**

ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

Защита состоится «02» февраля 2021 г. в 12<sup>00</sup> часов на заседании диссертационного совета Д 212.271.07, созданного на базе федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Тульский государственный университет» по адресу: 300012, г. Тула, пр. Ленина, 92, ауд.9 -101.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ФГБОУ ВО «Тульский государственный университет» и на сайте [http://tsu.tula.ru/science/dissertation/diss-212-271-07/Hein\\_TZT/](http://tsu.tula.ru/science/dissertation/diss-212-271-07/Hein_TZT/).

Автореферат разослан «19» ноября 2020 г.

Ученый секретарь  
диссертационного совета



ИВАНОВ Юрий Владимирович

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы.** Одной из серьезных проблем в системе грузовых и пассажирских авиационных перевозок является опасность перегруза борта воздушных судов (ВС), иногда значительно превышающего предельно допустимые нормы. Это далеко не единичные случаи, но достаточно распространенная практика, существенно повышающая риски возникновения нештатных аварийных и катастрофических ситуаций. Статистика располагает множеством того, что грузовые авиаперевозки, особенно на чартерных маршрутах из Китая, ОАЭ, Турции, Южной Кореи, Италии выполняются с многочисленными нарушениями требований авиационных и таможенных нормативов. Фальсифицируется масса перевозимого груза, его отправка и приемка осуществляется без маркировки каждого грузового места.

В январе 2001 г. самолет МЧС РФ вместо заявленных по документам 40 т привез из Тяньзиня в Москву 60 т груза, что на 13 т превысило предельно допустимую загрузку ВС. По 20 т «лишнего» груза за последние несколько лет привозили в аэропорты нашей страны лайнеры «Красноярских Авиалиний», «Ист Лайна» (ныне – «Русское небо»). А вот самый «свежий» пример – 2 февраля 2005 г. аэропорт Домодедово принял у себя четыре рейса из Стамбула, суммарная загрузка которых составила 94 т, тогда как по документам она не превышала 35 т.

Никакими директивными мерами запретами кардинально решить проблему не удается, на наш взгляд, потому, что до сих пор не существует объективного инструментального контроля за всеми необходимыми фазами загрузки борта, чтобы минимизировать влияние «человеческого фактора» на конечный результат. От момента появления груза, его маркировки, хранения до формирования заказа на погрузку в конкретное ВС, весового контроля за процессом загрузки борта коммерческим грузом, топливом, пассажирами с личным вещами и багажом. И финального контроля загрузки непосредственно перед взлетом. Это не локальная проблема, т.к. каждый входит в систему международных и торговых взаимосвязей.

Необходимым условием для такого контроля является создание Информационно-измерительной и управляющей системы (ИИУС) инструментального контроля за процессом загрузки, за взлетным весом и центровкой ВС непосредственно перед вылетом. В задачу диссертационной работы входит разработка основ ИИУС весоизмерительного обеспечения аэропорта, включая создание перспективных технических средств контроля за процессом загрузки борта. В связи с изложенным данная диссертационная работа «Весоизмерительная система для подвижных объектов в режиме маневрирования на земле» применительно к авиаперевозкам является **актуальной и своевременной** и направлена на решение важной народнохозяйственной и социальной задачи.

**Целью диссертационной работы** является разработка способов повышения безопасности полетов воздушных судов путем оперативного контроля взлетного веса и центровки борта в реальном масштабе времени на пути движения ВС по РД к месту старта на ВПП.

**Объектом исследования** является информационно-измерительная и управляющая система, включающая как прямые методы и средства оценки качества загрузки борта, так и косвенный контроль взлетного веса и центровки ВС непосредственно перед взлетом.

**Предметом исследования** являются следы узлов шасси ВС на подстилающей поверхности и функционально необходимые измерительные элементы информационно-измерительной и управляющей системы, на которых реализуются прямые и косвенные измерения веса ВС.

**Методы исследования.** Анализ физических процессов, сопровождающих реальную работу информационно-измерительных и управляющих систем и их базовых измерительных элементов с использованием обобщенных данных об опорных узлах парка современных ВС. Методы физического, математического и имитационного моделирования в современных профессиональных прикладных программах. Разделы физики, математики, механики, сопротивления материалов, электроники.

**Задачи исследования.**

1. Анализ компоновочных схем опорных узлов современных ВС и весовых нагрузок на их элементы с целью выявления информационно важных характеристик, для весоизмерительной информационно-измерительной и управляющей системы.

2. Формирование требований к составу и инструментальному обеспечению весоизмерительного комплекса для оперативного определения взлетного веса и качества центровки ВС в процессе его движения по рулежной дорожке (РД) к точке старта на взлетно-посадочной полосе (ВПП).

3. Формирование требований к весоизмерительным процедурам и инструментальным средствам контроля за процессом загрузки борта ВС топливом, коммерческим грузом, пассажирами с ручной кладью и личным багажом и др. Разработка альтернативных весоизмерительных систем для текущего контроля загрузки борта.

4. Анализ и разработка перспективных весо-сило-измерительных элементов, выполненных из кварцевого стекла: - тензочувствительные сенсоры, промежуточные и вторичные ёмкостные и струнные преобразователи, инклинометры и линий информационной связи с диспетчерским центром.

**Научная новизна** диссертации заключается в следующем.

1. Впервые проведена классификация парка современных ВС по типам опорных точек шасси и их нагрузочным характеристикам, позволившая сформировать обоснованные требования к геометрии и топологии активных участков измерительных зон, аналогов которым в авиационной практике на сегодня не существует.

2. Предложена структура информационно-измерительной и управляющей систем, весоизмерительные участки которых включают приёмные поверхности сил давления колес шасси, типа «коромысло», превосходящие по функциональным и конструктивным признакам известные аналоги.

3. Предложено и впервые обосновано использование твердотельного, интегрированного тензочувствительного модуля, из оптического кварцевого стекла. Модульная, структура и уникальные электромеханические характеристики кварцевого стекла позволяют достичь требуемых точностных и эксплуатационных характеристик.

4. Предложен и обоснован способ реализации весоизмерительной системы с использованием эффекта наклонной плоскости для дистанционного контроля за процессом загрузки борта и получения предварительной информации о качестве заполнения борта, превосходящий известные аналоги по точности и стоимостным показателям.

5. Разработан кварцевый инклинометр, отличающийся тем, что допускает оперативную перенастройку статической характеристики по пределу измерения и точности в зависимости от целевого применения в составе весоизмерительной системы.

**Практическая ценность** работы состоит в том, что предложенное в диссертации аппаратно-техническое решение «Кварцевый тензочувствительный модуль» при технологическом сопровождении может стать базовой основой для создания ряда технических приложений, в том числе измерительных модулей для информационно-измерительной и управляющей системы дорожного весового контроля, выпускаемых АО «ВИК «Тензо-М». В настоящее время по результатам, полученным диссертацией, в НИИО предприятия ведутся совместные исследовательские проекты по поиску и созданию перспективных, патентоспособных решений в области взвешивания объектов в движении и в смежных областях техники.

**Научные положения, выносимые на защиту:**

1. Сформированы основы весоизмерительной информационно-измерительной и управляющей системы современного аэропорта для оперативного контроля взлетного веса и центровки воздушных судов (ВС) непосредственно перед взлетом, а также организации процедур весового контроля за процессом загрузки борта.

2. Впервые проведена классификация опорных узлов парка современных ВС как источника оперативной информации, необходимой для формирования геометрии активных участков метрологических зон с целью определения взлетного веса и центровки борта.

3. Предложены варианты структур сенсорных линеек с использованием метода сканирования сил давления контактных пятен колёс, метода полного давления контактного пятна на приемные поверхности сенсорных линеек и альтернативного метода.

4. Результаты расчетов интегрированных тензочувствительных элементов сенсорной линейки из кварцевого стекла, сочетающие в себе первичный – силовой, промежуточный и вторичный преобразователи емкостного или струнного типа.

5. Методика и способ реализации весоизмерительных процедур с использованием эффекта наклонной плоскости.

6. Имитационные модели кварцевых компенсационных инклинометров с перестраиваемой характеристикой для контроля угла наклона приемной поверхности к плоскости горизонта.

**Достоверность полученных результатов** подтверждается расчетными данными, результатами имитационного моделирования, экспериментальными лабораторными исследованиями элементов силоизмерительных устройств.

**Внедрение результатов работы** подтверждается актами внедрения результатов исследовательской работе, в учебном процессе МАИ (НИУ), на специализированном предприятии весоизмерительного профиля (ЗАО «ВИК «Тензо-М»).

**Апробация работы.** Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на следующих конференциях:

- 15-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2016» 14-18 ноября 2016 года, г.Москва, МАИ.

- XXVI Международная научно-техническая конференция, 14-20 сентября 2017 года, г.Алушта.

- 17-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2018». 19-23 ноября 2018 года, г.Москва, МАИ.

- XLV международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения». 16-19 апреля 2019 года, г.Москва, МАИ.

- Всероссийская научно-техническая конференция «Информационно-измерительные системы комплексов навигации и управления движением», 18-19 октября 2019г., Тула, ТулГУ.

**Публикации.** По теме диссертации опубликованы 3 статьи в журналах из списка ВАК, 1 статья в межвузовском сборнике, 4 тезисы докладов на конференциях различного уровня.

**Структура и объем диссертации.** Работа состоит из списков условных обозначений и сокращений, введения, четырех глав и заключения, изложенных на 130 страницах машинописного текста и включающих 59 рисунков, 22 таблиц, 2 приложений и списка использованной литературы из 102 наименований.

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** обоснована актуальность работы, сформулированы цель и задачи исследования, решению которых посвящена диссертация, отмечаются научная новизна, практическая ценность работы и апробация работы, проведена структура диссертации.

**Первая глава** посвящена разработке основ весоизмерительной ИИУС современного аэропорта, в которой включены 4 основные весоизмерительные участки (ИЗ-1 ÷ ИЗ-4), представленные на рис.1. Для контроля массы топлива, принятого на борт ВС (ИЗ-1), суммарной массы пассажиров с личными вещами (ИЗ-2), суммарной массы заявленного коммерческого груза (ИЗ-3). Эта информация поступает на центральный пункт ИИУС, где полученная информация оценивается на соответствие существующим нормативам и задачам предстоящего рейса. Например, по признакам соответствия наличной на борту массы топлива режиму беспосадочного перелета до конечной цели. На участке ИЗ-4, на РД – окончательный контроль взлетного веса непосредственно перед взлетом.

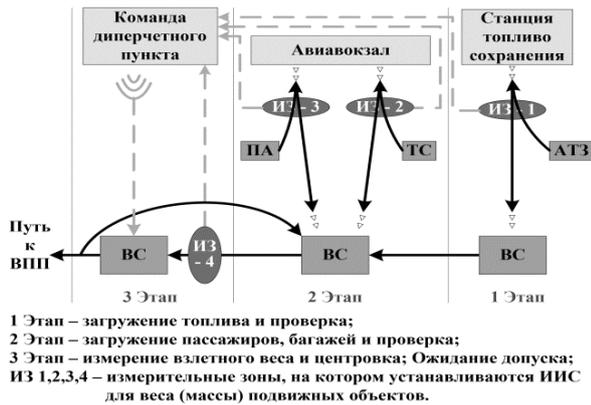


Рис. 1. План основных фаз весоизмерительной топологии аэропорта

Представлены результаты анализа парка современных ВС, в результате которого обосновано разделение их на десять типов, как представлено на рис.2. Учитывая обобщенные данные о конструктивных особенностях и количестве стоек шасси и колесных групп: тип-1 (3 опоры шасси, 3 колеса шасси); тип-2 (3 опоры шасси, 5 колес шасси); тип-3 (3 опоры шасси, 6 колес шасси); тип-4 (3 опоры шасси, 6 колес шасси); тип-5 (3 опоры шасси, 10 колес шасси); тип-6 (3 опоры шасси, 14 колес шасси); тип-7 (4 опоры шасси, 12 колес шасси); тип-8 (4 опоры шасси, 14 колес шасси); тип-9 (5 опоры шасси, 18 колес шасси); тип-10 (5 опоры шасси, 22 колеса шасси).

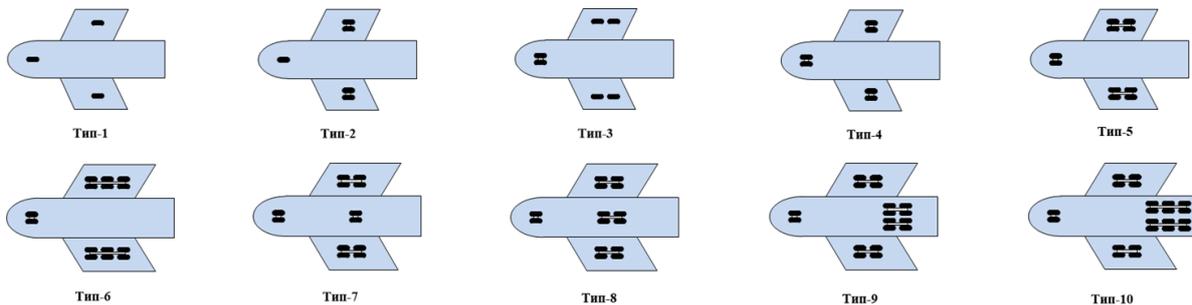


Рис. 2. Типы ЛА по предложенной классификации

Принимая во внимание предельные весовые показатели ВС; контактные давления на стойки и колеса шасси; схемы расположения и геометрию опорных элементов шасси, контактирующих с подстилающей поверхностью, формируются требования к геометрии активных зон весоизмерительного терминала.

На рис. 3 представлены варианты конфигураций активных участков в измерительной зоне РД, оснащенных СЛ с указанием их реализованных размеров. Можно убедиться, что при последовательном набегании колесных групп на активные силоизмерительные участки за счет собственных двигателей или при буксировке обеспечивается измерение сил давления всех групп колес и на их основе по результатам измерений определяют соответственно вес авиалайнера и его центровку.

На рис. 3.а) представлен базовый вариант, в котором включаются 3 сенсорные линейки (левая, центральная и правая). Центральная сенсорная линейка измеряет силы давления носовых колес шасси для трехопорных ВС и носовых и центральных колес шасси для четырехопорных ВС, баковые сенсорные линейки измеряют силы давления главных колес шасси для трех и четырехопорных ВС и главных и центральных колес шасси для пятиопорных ВС. На рис. 3.б) представлен альтернативный вариант расположения сенсорных линеек для трех и четырехопорных ВС. Центральная сенсорная линейка измеряет силы давления носовых колес шасси для трехопорных ВС и носовых и главных колес шасси для четырехопорных ВС. На рис. 3.в) представлен вариант расположения сенсорных линеек для пятиопорных ти-

Результат оценивается и принимается решение: разрешение на взлет или задержка рейса по возникшим обстоятельствам при анализе поступившей информации. Взлетный вес определяется по измеренной совокупности сил давления всех колес шасси:

$$P_{\max} = M_{\max}g = \sum_{i=3}^5 F_i = \sum_{k=1}^n F_{ik}; \quad (1)$$

где  $F_i$  – суммарная сила давления на  $i$ -тую стойку шасси;  $i$  – количество стоек шасси (от 3 до 5) у разных типов ЛА;  $F_{ik}$  нагрузка на  $k$ -ое колесо или пару одноосных колес  $i$ -ой стойки шасси;  $n$  – количество колесных осей в каждой стойке шасси.

пов ВС. Три типоразмера самих сенсорных линеек и прямолинейный режим движения в процессе измерения. Следует отметить, что это не окончательный вариант реализации топологии несоизмерительных зон и геометрии активных участков.

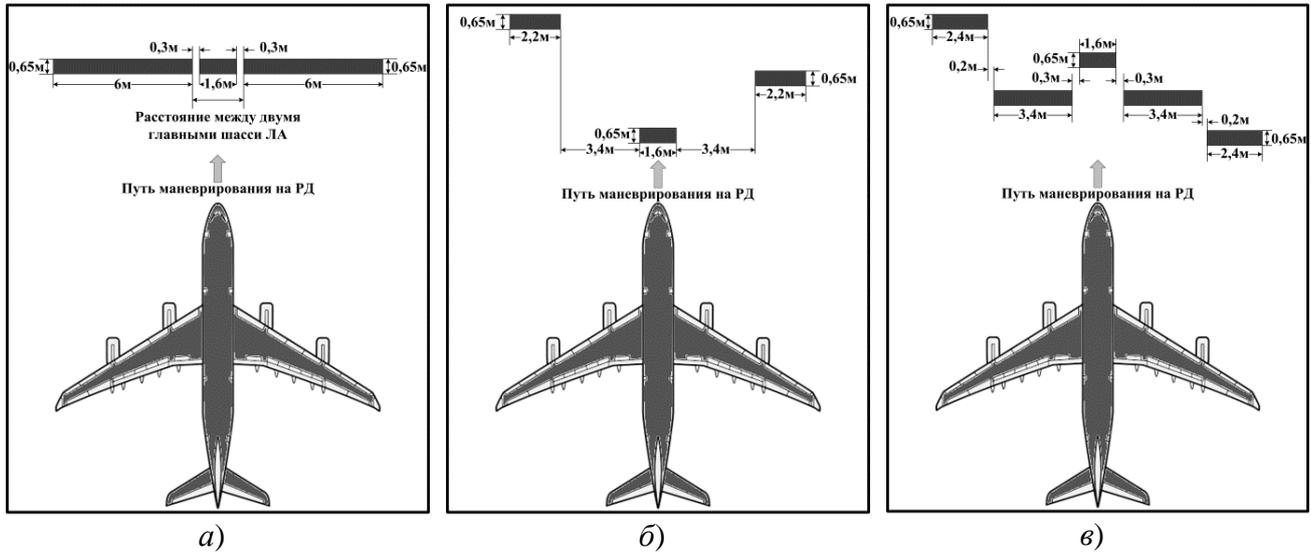


Рис. 3. Варианты расположения СЛ с размерами в измерительной зоне РД

Это иллюстрация того, что проблема решается. Но в дальнейшем, учитывая различие поперечных размеров сенсорной линейки (от 6,0м до 1,60м), возникнет необходимость выбрать некоторую базовую ширину сенсорных линеек, например, в пределах (0,60-0,80)м, рассчитанную на определенную нагрузку, аттестованную по всем необходимым параметрам и из них, как из базовых компонентов, можно будет собирать сенсорные линейки требуемых размеров. Способы передачи распределенных контактных сил давления колес шасси на приемную поверхность сенсорных линеек (СЛ).

**Метод сканирования** распределенной нагрузки контактного пятна, представлен на рис. 4. Характеризуется тем, что длина  $b_c$  приемной поверхности СЛ заметно меньше длины  $L_{кп}$  контактного пятна. Тогда при продвижении колеса через СЛ в каждый момент времени происходит как бы «сканирование» распределенной нагрузки, приходящейся на контактное пятно. В каждый момент времени СЛ воспринимает (измеряет) часть распределенной нагрузки на контактное пятно, нагружающую площадь воспринимающей поверхности СЛ.

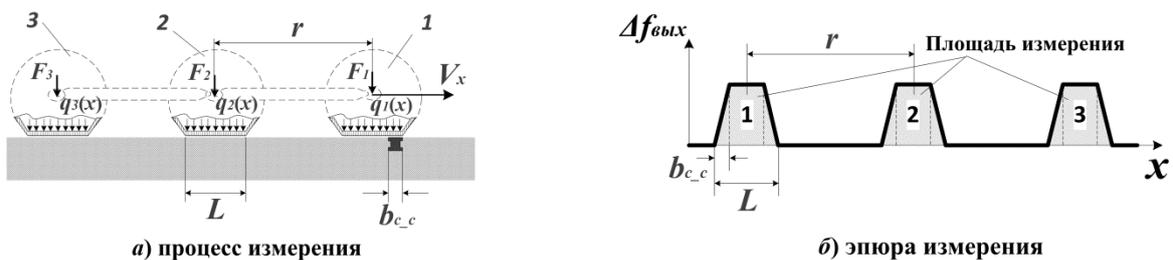


Рис. 4. Реализация приемной поверхности СЛ по методу сканирования

Позициями на рис. 4 обозначено:  $F_1, F_2$  и  $F_3$  – силовые нагрузки на колесные оси шасси;  $q_1(x), q_2(x)$  и  $q_3(x)$  – распределенные нагрузки на поверхности контактных пятен;  $V_x$  – скорость движения колес шасси;  $L$  – длина контактного пятна колеса шасси;  $b_{c\_c}$  – ширина сенсорной линейки по методу сканирования;  $r$  – расстояние между соседними осями колес шасси;  $x$  – смещение контактного пятна относительно СЛ;  $\Delta f_{\text{вых}}$  – частотозависимый выходной сигнал.

На рис. 4.б) представлены эпюры выходного сигнала каждого из колес шасси, площадь которых эквивалентна суммарной силе давления колеса на подстилающую поверхность РД и выражена либо в частотозависимой форме -  $\Delta f_{\text{вых}}$ , либо в виде амплитуды напряжения в зависимости от собственных и принципа работы единичного сенсора.

$$\Delta f_{\text{вых}} \equiv F_i \equiv \int_0^s q(x) ds$$

где  $F_i$  – усилие на колесо шасси;  $q(x)$  – распределенная нагрузка;  $ds$  – площадь СЛ сканированного метода;  $s$  – площадь контактного пятна;  $x$  – смещение пятна контакта относительно СЛ;  $\Delta f_{\text{вых}}$  – частотозависимый выходной сигнал. Достоинства этого метода: компактное выполнение СЛ и возможность создания унифицированных измерительных элементов СЛ, из которых можно будет формировать СЛ больших габаритов в соответствии с рис. 3. Недостатки: относительно невысокая точность из-за влияния шумовых погрешностей на начальных и конечных участках эпюр.

**Метод полного взвешивания**, представлен на рис. 5. Основан на том, что при движении каждого колеса по приемной поверхности СЛ в определенной фазе движения контактное пятно полностью располагается на приемной поверхности СЛ. В этой фазе СЛ воспринимает суммарную силу  $F_i$  давления соответствующих колес. Ширина  $b_{c\_п}$  приемной поверхности СЛ в этом случае должна быть не меньше максимального размера длины  $L_{\text{кп}}$  контактных пятен:  $b_{c\_п} > L_{\text{кп}}$ .

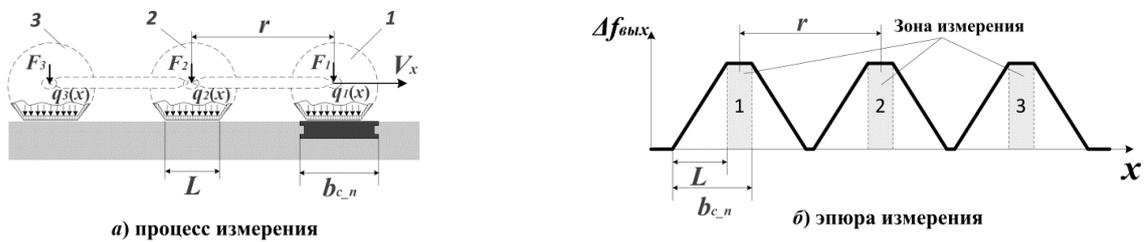


Рис. 5. Реализация приемной поверхности СЛ по методу полного взвешивания

Из эпюры на рис. 5.б) видно, что имеется фаза, при которой колесо полностью располагается на приемной поверхности СЛ (горизонтальные участки эпюры, помеченные номерами 1,2,3. Амплитуда сигнала на этих участках максимальна:  $\Delta f_{\text{max}} \equiv F_i$  и соответствует суммарной силе давления соответствующего колеса на СЛ. Суммарная сила давления стойки шасси на опорную поверхность РД определится:  $F_{\text{сум}} = F_1 + F_2 + F_3$  при трехколесной или шестиколесной стойке шасси (если на каждой оси по два колеса).

**Альтернативный или промежуточный вариант СЛ.** Основная особенность состоит в конструкции приемной поверхности СЛ выполненной по принципу «качелей» или «коромысла». Жесткая плоская, сбалансированная плита с шарнирной опорой в точке В, опирающейся на сенсорный элемент. Рабочее состояние – неустойчивое горизонтальное положение, в котором приемная плита удерживается с помощью вспомогательных опор А и С.

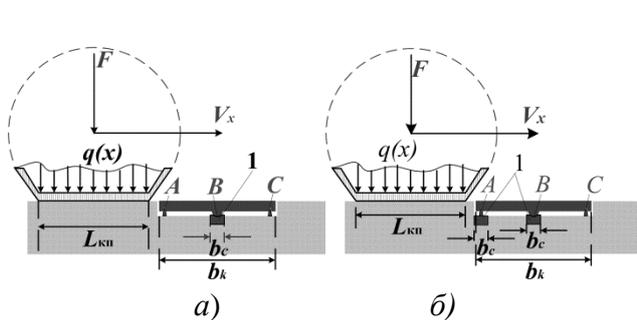


Рис. 6. Кинематическая схема альтернативного варианта с использованием: - а) одной СЛ в точке В и - б) двумя СЛ в точках А и В.

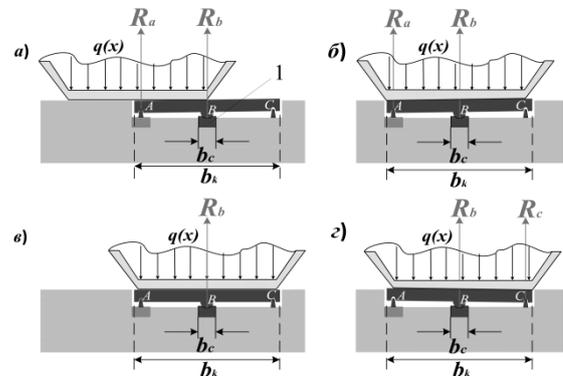


Рис. 7. Движение контактного пятна по «коромыслу»

Начальная настройка такова, чтобы в исходном состоянии приемная плита опирается на точки А и В. Шарнир С свободен, нагрузки не несет. Но по мере наезда колеса со стороны опоры А система приближается к состоянию неустойчивого равновесия, когда вся нагрузка приходится на опору В, возникает эффект «полного взвешивания» и эта фаза – измерительная. После неё плечо коромысла нагружает опору С, освобождая опору А.

Позициями на рис. 6 обозначено: 1 – сенсорная линейка;  $q(x)$  – распределенная нагрузка на поверхность контактного пятна;  $V_x$  – скорость движения колес шасси;  $L_{\text{кп}}$  – длина контактного пятна;  $b_c$  – ширина сенсорной линейки;  $b_k$  – ширина «коромысла». На рис. 7 представлены фазы движения контактного пятна по «коромыслу». На рис. 7 дополнительно обозначены силы реакции опор  $R_a$ ,  $R_b$  и  $R_c$  в различных фазах движения: начальная фаза с силами реакции  $R_a$  и  $R_b$  (рис. 7.а)); Фаза переключения, неустойчивого положения коромысла (рис. 7.б)); сила реакции только  $R_b$  – фаза измерения (рис. 7.в)); фаза выбега реакции  $R_b$  и  $R_c$  (рис. 7.з)).

**Расчет нагрузочных характеристик.** Ниже представлена система выражений для каждой характерной фазы движения контактного пятна по «коромыслу» до момента достижения на опоре  $B$  максимальной силы  $F_{I\text{max}}$ :

при условии  $0 < x \leq 0.5b_k$ , представлено рис. 7.а)

$$R_a = qx \left(1 - \frac{x}{b_k}\right); R_b = \frac{qx^2}{b_k}; \quad (2)$$

при условии  $0.5b_k < x \leq L$ , представлено рис. 7.б)

$$R_a = q \left(\frac{b_k}{4} - \frac{(x-0.5b_k)^2}{b_k}\right); R_b = qx - q \left(\frac{b_k}{4} - \frac{(x-0.5b_k)^2}{b_k}\right); \quad (3)$$

при условии  $L < x \leq 0.5b_k + 0.5L$ , представлено рис. 7. в)

$$R_a = q \left(\frac{(L-x+0.5b_k)^2}{b_k} - \frac{(x-0.5b_k)^2}{b_k}\right); R_b = qL - q \left(\frac{(L-x+0.5b_k)^2}{b_k} - \frac{(x-0.5b_k)^2}{b_k}\right); \quad (4)$$

при условии  $0.5b_k + 0.5L < x \leq b_k$ , представлено рис. 7.з)

$$R_b = qL - q \left(\frac{(x-0.5b_k)^2}{b_k} - \frac{(L-x+0.5b_k)^2}{b_k}\right); R_c = q \left(\frac{(x-0.5b_k)^2}{b_k} - \frac{(L-x+0.5b_k)^2}{b_k}\right). \quad (5)$$

По выражениям (2)÷(5) на рис. 8 представлены графики зависимости сил давления контактного пятна в точке  $B$  расположения сенсора и для контроля - в точках  $A$  и  $C$  (рис. 8.а)). А на рис. 8.б) добавлен график суммы сил давления в точках  $A$  и  $B$ . Можно убедиться, что в точке  $B$  неустойчивого равновесия сила реакции  $R_b$  максимальна. Но это достаточно узкая зона (рис. 8.а)).

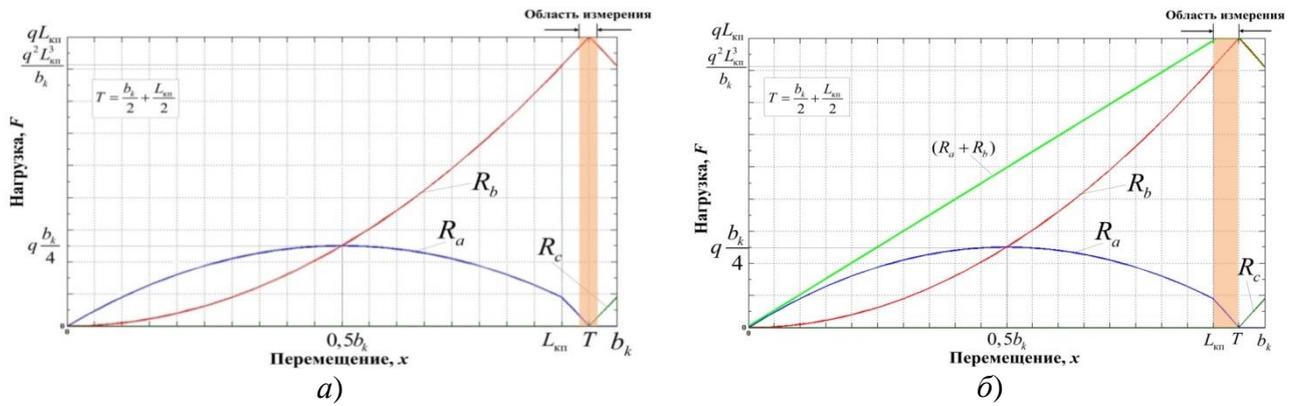


Рис. 8. Графики изменения сил реакций  $R_a$ ,  $R_b$ ,  $R_c$  опор  $A$ ,  $B$ ,  $C$ : а) с использованием одной СЛ; б) с использованием двух сенсорных линеек

Фиксацию результата следует осуществлять в фазе неустойчивого равновесия коромысла, при переносе суммарной силы давления с точки  $A$  на точку  $C$ . График суммы сил реакции  $(R_a + R_b)$  убеждает в целесообразности использования двух СЛ в точках  $A$  и  $B$ , позволяющих расширить зону измерения и там самым повысить точность.

**Блок-схема весоизмерительной системы** представлена на рис. 9. На рис. 9 обозначены:  $M$  – взлетная масса самолета; Ц.М – центр масс самолета;  $g$  – ускорение силы тяжести;  $F_{\Sigma}$  – суммарный вес самолета;  $F_{j\text{-лп}}$ ,  $F_{j\text{-н}}$ ,  $F_{j\text{-пг}}$  – соответственно нагрузки на пару одноосных колес левой главной, носовой, правой главной стойки шасси;  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_n$  – нагрузки, действующие на  $n$ -ые ЕС. Суммарный вес ВС  $F_{\Sigma} = Mg$  распределено действует на СЛ через пару одноосных колес  $F_j$ . В свою очередь,  $F_j = \sum_{j=1}^n F_j$ , где  $n$  число единичных сенсоров в каждой

СЛ. Суммы выходных сигналов ЕС (коды) пропорционально нагрузке пары колес стойки шасси  $F_j$ . Сумме нагрузок пар колес соответственной стойки шасси пропорционально распределенной нагрузке соответственной стойки шасси  $F_i$ . В блоке обработки информации вычисляют и формируют измеряемые сигналы каждой линейки пропорционально суммарному весу ЛА и координат центра тяжести.

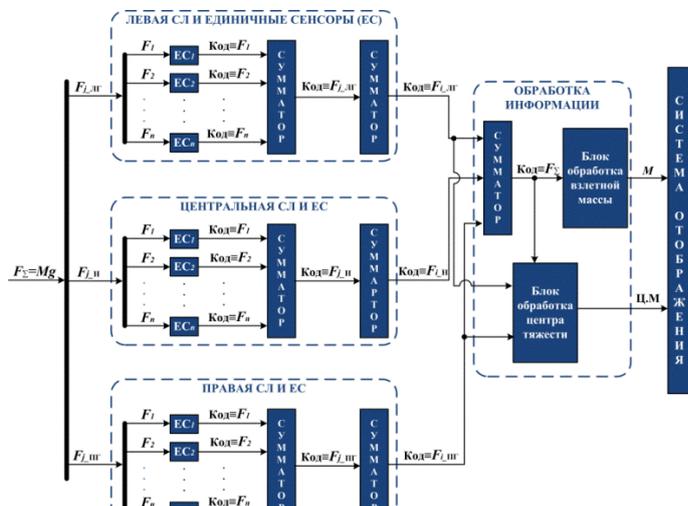


Рис. 9. Блок схема весоизмерительной системы ЛА

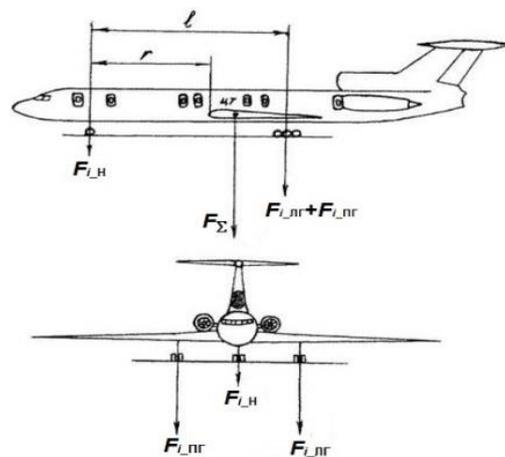


Рис. 10. Иллюстрация нагрузок стоек шасси самолета и САХ

На рис. 10 представлена иллюстрация нагрузок стоек шасси самолета. Выражение положения центра тяжести (масс) самолета в процентах от величины средней аэродинамической хорды (САХ) может быть написать так:

$$\text{Ц. М} = \left( \frac{F_{i\_лг} + F_{i\_пг}}{F_{\Sigma}} \cdot \frac{l}{b_a} - \frac{r}{b_a} \right) \cdot 100\%. \quad (6)$$

где  $F_{\Sigma}$  – суммарный вес самолета;  $F_{i\_лг}, F_{i\_н}, F_{i\_пг}$  – силы, действующие на левую главную, носовую, правую главную стоек шасси;  $l$  – расстояние от носовой опоры до плоскости, проходящей через основные опоры;  $r$  – расстояние от носовой опоры до носка средней аэродинамической хорды в продольной плоскости самолета;  $b_a$  – длина средней аэродинамической хорды.

**Вторая глава** посвящена разработкам единичных сенсоров сил давления. Представлена блок-схема единичных сенсоров сил давления. В неё входят функционально необходимые элементы (ФНЭ), преобразующие действующее усилие  $F$  на подстилающую поверхность РД в распределенную нагрузку  $F_l$  контактных пятен, воспринимаемую приемной поверхностью и кварцевым первичным (ПП), промежуточным (ПрП) и вторичным (ВП) преобразователями СЛ. И далее в систему обработки и отображения информации в элементах [5,6,] (рис. 11).

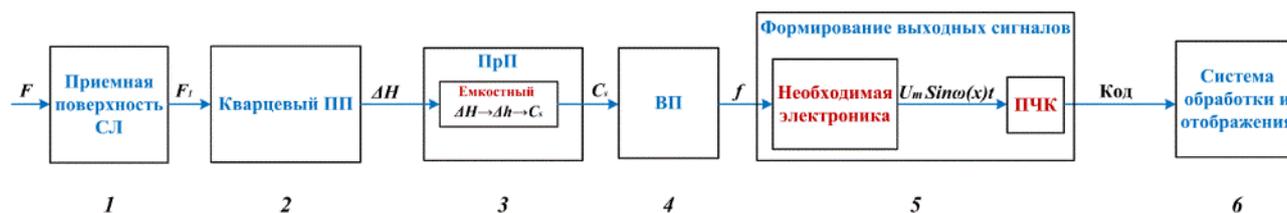


Рис. 11. Общая структурная схема единичных сенсоров сил давления

Проведены соответствующие расчеты, результаты которых иллюстрируются номограммой на рис. 12. В первом квадранте номограммы в координатах  $h - D$ , соответственно толщина – диаметр эквивалентного дискового ПП. Определяет область возможных сочетан-

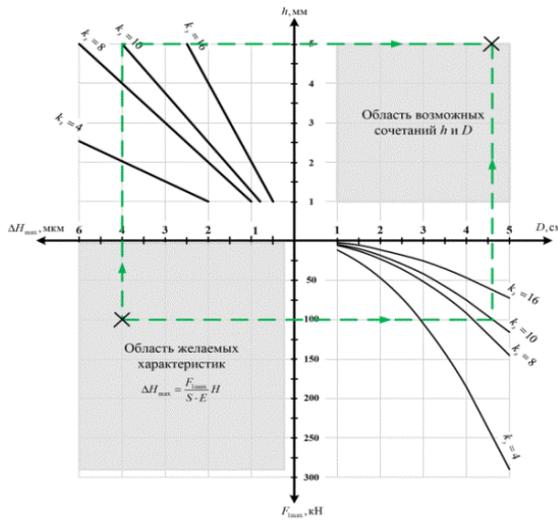


Рис. 12. Номограмма выбора параметров кварцевых ПП

ий геометрических параметров ПП из конструктивных соображений. В третьем квадранте (координаты  $\Delta H \div F_{I_{\max}}$ ) определяется область желаемых предельных нагрузок на ПП и его продольных упругих деформаций. Представлены в квадрантах 2 и 4 соответствующие аналитические зависимости для различных запасов прочности  $k_3$  от 4-х до 16, гарантирующих эксплуатационную надежность. Представлен вариант выбора взаимно связанных параметров ПП.

На рис. 13 представлены варианты емкостных (активных) единичных сенсоров, в которых использованы аморфные кварцевые ПП. Поэтому называются тензочувствительными кварцевыми модулями. Позициями обозначено: 1 – основание; 2 – межэлектродный кварцевый диэлектрик; 4 – элементы кварцевого тензочувствительного ПП; 3 – обкладки емкостного ВП; 5 – крышка металлического сильфона; 6 – металлическое основание сильфона; 7 – сильфон;  $H$  – толщина ПП;  $h_0$  – воздушный зазор или толщина диэлектрика.

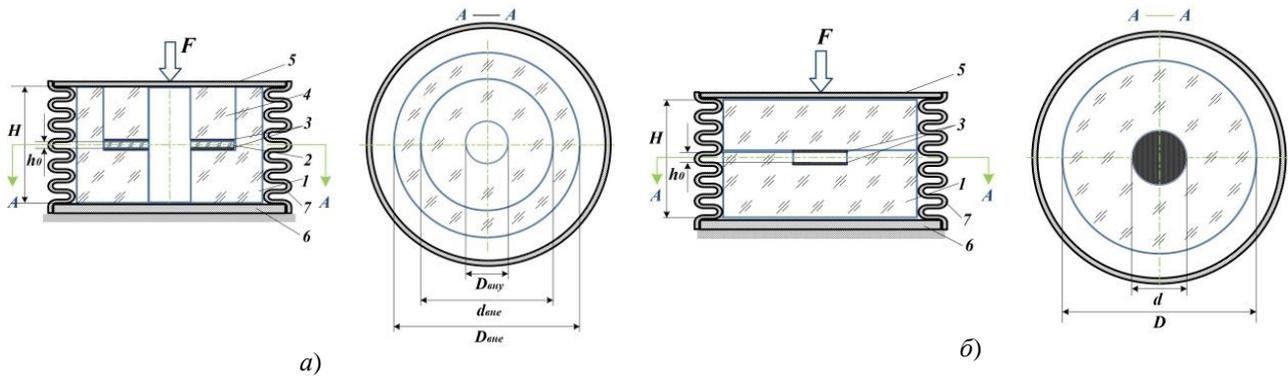


Рис. 13. Емкостные единичные сенсоры сил давления

Выражения деформации, выходной электрической емкости, приращения электрической емкости варианта рис. 13.а) могут быть представлены:

$$\left. \begin{aligned} \Delta H(F) &= \frac{F \cdot H}{S \cdot E}; \text{ где } s = \frac{\pi}{4} (D_{\text{вн}} - D_{\text{вну}})^2; \\ C_s(F) &= C_{0s} \cdot \left(1 - \frac{\Delta h(F)}{h_0}\right)^{-1}, \text{ где } \Delta h(F) = \frac{\Delta H(F)}{2}; \\ \Delta C_s &= C_s(F) - C_{0s}; \text{ где } C_{0s} = \frac{\varepsilon_k \varepsilon_0 \frac{\pi}{4} d^2}{h_0}. \end{aligned} \right\} (7)$$

Выражения деформации, выходной электрической емкости, приращения электрической емкости варианта рисунка 13.б) могут быть представлены:

$$\left. \begin{aligned} \Delta H(F) &= \frac{F \cdot H}{S \cdot E}; \text{ где } s = \frac{\pi}{4} D^2; \\ C_s(F) &= C_{0s} \cdot \left(1 - \frac{\Delta h(F)}{h_0}\right)^{-1}, \text{ где } \Delta h(F) = \frac{\Delta H(F)}{2}; \\ \Delta C_s &= C_s(F) - C_{0s}; \text{ где } C_{0s} = \frac{\varepsilon_a \varepsilon_0 \frac{\pi}{4} d^2}{h_0}. \end{aligned} \right\} (8)$$

На рис. 14 представлены нагрузочные и упругие характеристики ЕС сил давления. В соответствии с выражениями (7) для варианта рис. 13.а) можно представить нагрузочные и упругие характеристики в рис. 14.а), б) и в). В соответствии с выражениями (8) для варианта рис. 13.б) можно представить нагрузочные и упругие характеристики в рис. 14.з), д) и е).

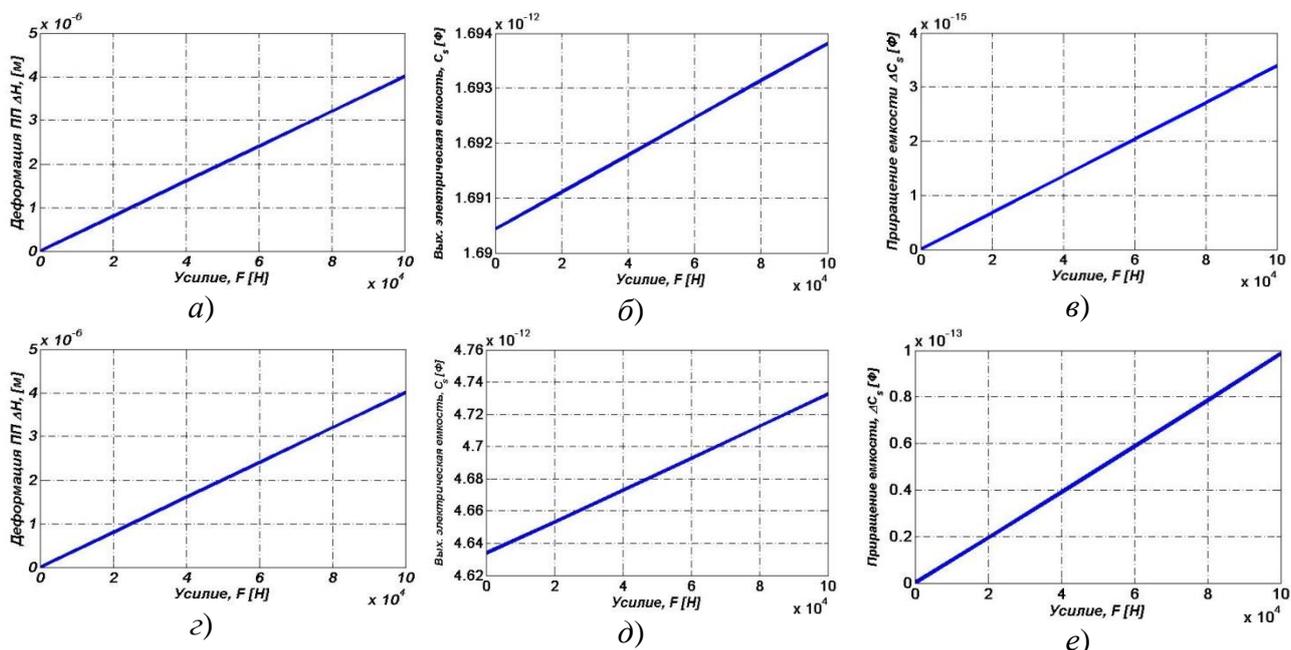


Рис. 14. Нагрузочные и упругие характеристики ЕС сил давления

Электрическая схема для всех вариантов емкостных ЕС сил давления представлена на рис. 15. Рассматриваемые кварцевые емкостные ЕС являются изменяемыми составными частями, присоединяемой емкостью  $C_S(F)$ ,

функционально связанной с измеряемыми параметрами, последовательно включаемой с частото-задающим кварцевым резонатором с исходной частотой  $f_k$  и собственной статической емкостью  $C_{0S}$ . Проведен расчет приращения частоты (выходной частоты)  $f_{\text{ВЫХ}}(F)$  по выражению:

$$f_{\text{ВЫХ}}(F) = f_k \left[ 1 + \left( \frac{C_k}{C_{0k} + C_S(F)} \right)^{0,5} \right]; \quad (9)$$

где  $C_k$ ,  $C_{0k}$  эквивалентная динамическая емкость и статическая емкость кварцевого резонатора,  $C_S(F)$  – присоединяемая емкость силоизмерительного ЕС.

В соответствии с выражением (9) на рис. 16.а) и б) представлены графики частотозависимых выходных характеристик ЕС сил давления вариантов рис. 13.а) и б).

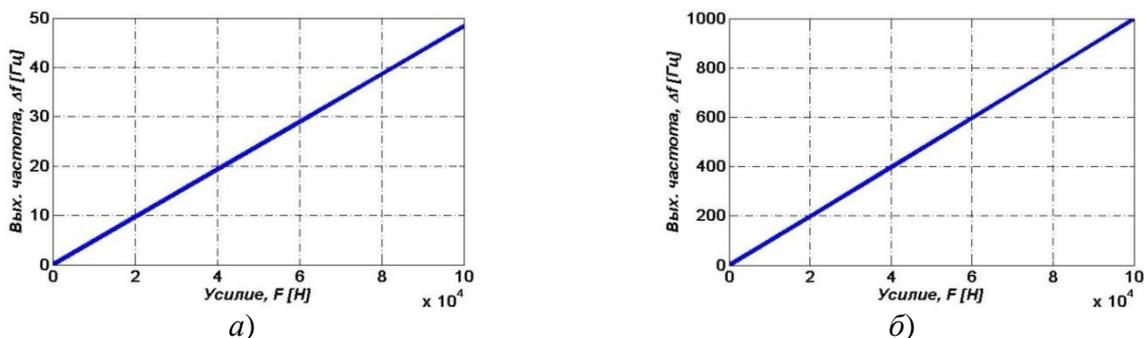


Рис. 16. Выходные характеристики ЕС сил давления

Здесь выбран кварцевый резонатор с следующими техническими характеристиками: выходная частота кварцевого резонатора  $f_k = 10\text{МГц}$ , эквивалентная емкость  $C_k = 0,013\text{пФ}$ , статическая емкость  $C_{0k} = 10\text{пФ}$ .

Проведены расчеты температурных изменений приращений частоты при изменении температуры от тарировочного значения ( $25^\circ\text{C}$ ). При изменении температуры на  $\pm 100^\circ\text{C}$  установлен температурный коэффициент разности частот  $\delta_{f_{\text{вых}}} = 1,7 \times 10^{-4} [1/^\circ\text{C}]$ .

**Третья глава посвящена** построению информационно-измерительной и управляющей системы на основе эффекта наклонной плоскости. На рис. 17.а) и в) грузы 3 на своих носителях, расположены соответственно на промежуточной платформе 4, имеющей степень свободы в направлении наклонной плоскости (подшипники скольжения), и колесной платформе 2. На рис. 17.б) автомобиль массой  $M_a$  располагается на наклонной поверхности без промежуточных элементов (трение качения в колесных парах автомобиля).

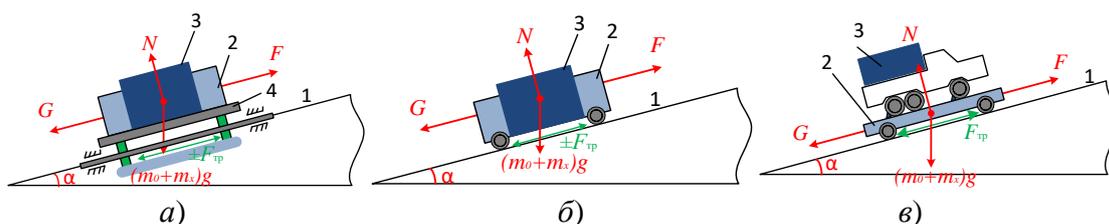


Рис. 17. Варианты кинематических схем

Во всех рассмотренных случаях используются квазистатические кинематические уравнения, учитывающие скатывающие гравитационные силы и тяговые усилия эталонных силозадающих устройств:

$$\text{- для опор с трением скольжения, } M_{\text{сумм}}g = \frac{F_1+F_2}{2} \cdot \frac{1}{\sin\alpha + \frac{1}{2}\cos\alpha \cdot (f_1-f_2)}, \quad (10)$$

$$\text{- для опор с трением качения, } M_{\text{сумм}}g = \frac{F_1+F_2}{2} \cdot \frac{1}{\sin\alpha + \frac{1}{2}\cos\alpha \cdot \frac{k_1-k_2}{r}}. \quad (11)$$

Главным является вопрос, насколько можно минимизировать номиналы и разность коэффициентов трения скольжения  $(f_1 - f_2)$  или качения  $\frac{k_1-k_2}{r}$  по отношению к  $\sin\alpha$ . Ана-

лиз показывает, что в том и другом случае вполне реально обеспечить неравенства:  $(f_1 - f_2) \ll \sin\alpha$  и  $\frac{k_1-k_2}{r} \ll \sin\alpha$  с различием как минимум на два порядка.

**Алгоритмические возможности.** Путем рациональной организации закона движения груза на наклонной плоскости в процессе измерения и использования соответствующего алгоритма расчета веса груза. Рис. 18 представляет алгоритм, процесса определения веса (массы)  $mg$  груза. Окончательный расчет проводится с использованием соотношений (10) и (11). Отличия будут лишь в возможностях минимизации сил трения, в данном случае  $F_{\text{тр}1}$  и  $F_{\text{тр}2}$ , и в уровне их разности. Расчеты показывают, что степень влияния сил трения, оцениваемая соотношением  $\frac{f_1-f_2}{2\alpha}$  может быть доведена до уровня, не превышающего достигнутых точностных показателей измерителей сил  $F$  и углов  $\alpha$  наклона к плоскости горизонта.

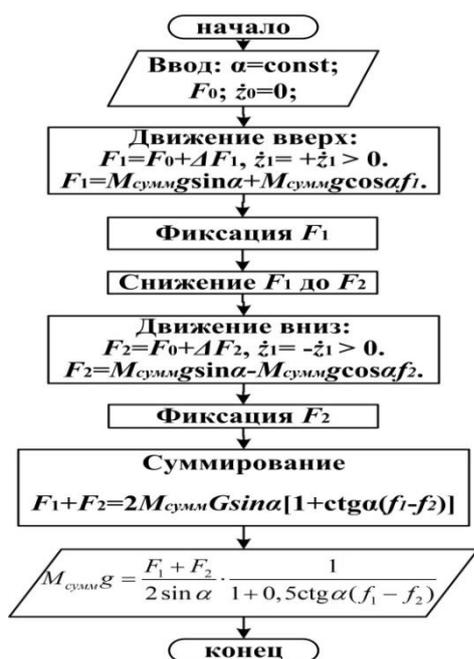


Рис. 18. Алгоритм определения веса (массы) на наклонной плоскости

В четвертой главе представлены результаты анализа характерных особенностей современных ВС, алгоритм весоизмерительной системы в аэропорту (рис. 19) и матрицы ячеек функционально важных параметров для каждого ВС с целью получения оптимальных параметров необходимых элементов (составов) ИЗ. Выражение матрицы ячеек определяется так:

$$\Phi_x = \begin{bmatrix} F_{nx} & L_{nx} & b_{nx} & A_{nx} & B_{nx} \\ F_{mx} & L_{mx} & b_{mx} & A_{mx} & B_{mx} \\ F_{cx} & L_{cx} & b_{cx} & A_{cx} & B_{cx} \end{bmatrix}; \quad x = 1 \dots N; \quad (12)$$

где  $\Phi_x$  – матрица функционально важных параметров ВС;  $N$  – количество типов авиалайнеров;  $F_{nx}, F_{mx}, F_{cx}$  – нагрузки на носовое, главное и центральное колеса;  $L_{nx}, L_{mx}, L_{cx}$  – длина контактных пятен носового, главного и центрального колес;  $b_{nx}, b_{mx}, b_{cx}$  – ширина контактных пятен;  $A_{nx}, A_{mx}, A_{cx}$  – расстояние между колесной парой носовой, главной и центральной опор;  $B_{nx}, B_{mx}, B_{cx}$  – расстояние между контактными пятнами колесной пары носовой, главной и центральной опор.

Реализуется условный проект создания весоизмерительной системы в международном аэропорту (г. Симферополь), в котором летят трех- и четырехопорные ВС. Поэтому удобный



Рис. 19. Алгоритм весоизмерительной системы

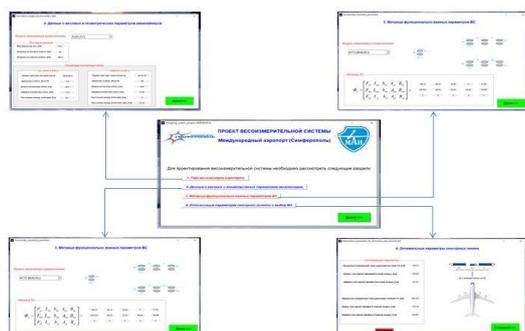


Рис. 20. Графический пользовательский интерфейс прикладной программы условного проекта весоизмерительной системы в аэропорту (г. Симферополь)

Разработан кварцевый компенсационный инклинометр, входящий в состав информационно-измерительной и управляющей системы, использующей эффект наклонной плоскости, кинематическая схема механической части которого представлена на рис. 21. ЧЭ инклинометра выполнен в виде кварцевой рамки на струнном торсионном подвесе с фотоэлектрическим датчиком относительного смещения наблюдаемой области ЧЭ и с магнитоэлектрической системой обратной связи.

На рис. 22 представлена номограмма для выбора основных параметров инклинометра. Изменяемыми конструктивными параметрами ЧЭ могут быть: диаметры  $d_p$  сторон рамки ЧЭ

Вариант расположения ИЗ является альтернативным вариантом как представлено рис.3.б). Используются геометрические параметры боковых СЛ (длина-1,8м и ширина-0,6м) для контроля максимальной силы давления 221кН, и геометрия носовых СЛ (длина-1,1м и ширина-0,5м) для контроля максимальной силы давления 157кН.

На рис. 20 представлен графический пользовательский интерфейс прикладной программы данного условного проекта.

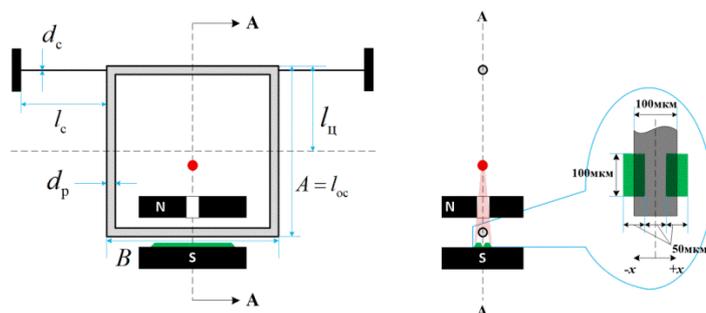


Рис. 21. Электрокинематическая схема ЧЭ кварцевого инклинометра

и диаметры  $d_c$  струн торсионного подвеса ЧЭ, влияющие на массу  $m$  ЧЭ и контурный коэффициент  $K_k$  компенсационной схемы, косвенно характеризующий точностные возможности инклинометра. Определены электромеханические характеристики и приведены расчеты основных элементов, предложена методика

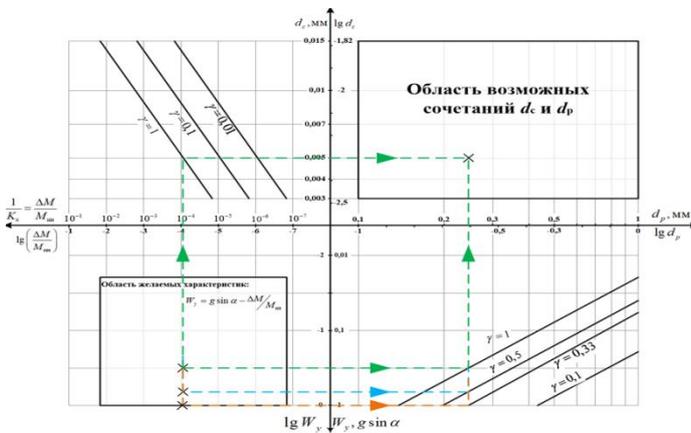


Рис. 22. Номограмма для выбора основных параметров инклинометра

Третий квадрант определяет область желаемых характеристик инклинометра в части предела измерения и пределов потенциальной погрешности, характеризуемой величиной  $[K_k]^{-1}$ . В четвертом квадранте в логарифмическом масштабе построены зависимости измеряемых гравитационных сил и эквивалентных им инерционных сил от диаметра рамки.

**В заключении** сформулированы основные выводы и результаты, полученные в диссертационной работе.

**В приложении** приведены акты внедрения результатов диссертации в промышленности и использования в учебном процессе.

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ ПО РАБОТЕ

Диссертация является законченной научно-квалификационной работой, в которой поставлена и обоснована задача построения весоизмерительной информационно-измерительной и управляющей системы для оперативного контроля взлетного веса и центровки ВС в реальном масштабе времени, минимизирующей вероятность возникновения аварийных ситуаций из-за возможного перегруза борта.

1. Впервые сформулированы требования и условия для создания весоизмерительной информационно-измерительной и управляющей системы современного аэропорта, измерительные зоны которой распределены по территории, а измерительные потоки дистанционно собираются в едином центре управления и контроля.

2. Проведен анализ парка современных ВС, которых способен принимать конкретный аэропорт. По критериям, предложенным автором, ВС классифицированы по типам сформулированы требования к топологии и силовым нагрузкам на активные участки ИЗ, оснащенные сенсорными линейками (СЛ).

3. Разработаны физические модели процессов, сопровождающих работу СЛ, начиная с процессов переноса контактных давлений колес шасси на приемные поверхности СЛ.

4. Предложены и исследованы варианты единичных тензочувствительных сенсоров, выполненных на основе кварцевого стекла. Рассчитаны их силовые характеристики.

5. Предложен и исследован твердотельный тензочувствительный модуль из кварцевого стекла, сочетающий функции первичного, промежуточного и вторичного преобразователей струнного или ёмкостного типов с частотозависимым выходным сигналом. В настоящее время ведутся переговоры о совместных работах с предприятием АО «ВИК «Тензо-М» по созданию такого тензочувствительного модуля.

предложена методика выбора функционально необходимых элементов, представленная в виде графической номограммы на рис. 22. В первом квадранте выделена область в координатах: диаметр  $d_c$  струн подвеса ЧЭ – диаметр  $d_p$  стержней рамки ЧЭ. Это область реализуемых значений этих параметров, исходя из технологических соображений. Во втором квадранте в логарифмическом масштабе построены зависимости контурного коэффициента  $[K_k]^{-1} = \Delta M/M = C_c/C_s$  от диаметра струны. Значит от собственной жесткости  $C_c$  торсионного подвеса.

6. Предложены варианты альтернативных методов измерения веса подвижных объектов в инфраструктуре аэропорта с использованием эффекта наклонной плоскости и способы повышения точности, в совокупности позволяющие получать предварительную информацию о качестве загрузки борта и возможных отклонений от «нормы».

7. Предложены кварцевый маятниковый компенсационный инклинометр для контроля угла наклонной плоскости относительно горизонта и методика выбора его параметров и настройки на различные пределы измерения.

8. Представлен условный проект построения весоизмерительной метрологической зоны в международном аэропорту «Симферополь имени И.К. Айвазовского».

**Список работ, опубликованных по теме диссертации в изданиях, рекомендованных перечнем ВАК Минобрнауки РФ:**

1. Хейн Тай Зар Тин, Мельников В.Е. О возможности оперативного определения взлетной массы самолета// Труды МАИ, 2017г, №92.
2. В.Е. Мельников, Хейн Тай Зар Тин. Основы построения весоизмерительных систем с использованием эффекта наклонной плоскости// ПРИБОРЫ, 2017г, №9, с.23-27.
3. Хейн Тай Зар Тин, Мельников В.Е. Весоизмерительная топология современного аэропорта// Известия ТулГУ. Технические науки, 2018г, Выпуск 8, с.239-250.

**В других изданиях:**

4. Хейн Тай Зар Тин, Мельников В.Е. О возможности оперативного определения взлетной массы самолета// Тезисы докладов 15-ой Международной конференции «Авиация и Космонавтика - 2016». Москва, 2016г, с.429-430.
5. Хейн Тай Зар Тин. Тензочувствительный емкостной сенсор из кварцевого стекла с частотозависимым выходным сигналом// Сборник трудов XXVI Международной научно-технической конференции «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации», 14-20 сентября 2017г., Алушта, с.139-140.
6. Хейн Тай Зар Тин, Мельников В.Е. Тензочувствительный модуль из кварцевого стекла// Тезисы докладов 17-ой Международной конференции «Авиация и Космонавтика - 2018», Москва, 2018г, с.231-232.
7. Hein Tay Zar Tin. Quartz Module for Measuring Microdisplacements// Тезисы докладов XLV международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения», Москва, 2019г, с.1328-1329.
8. Мельников В.Е., Хейн Тай Зар Тин, Лукомский К.М. О некоторых особенностях кварцевых компенсационных акселерометров класса Q-FLEX// Известия ТулГУ. Технические науки, 2019г, Выпуск 8, с.107-114.