РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 561 829**(13) **C2**

(51) МПК
G01M 10/00 (2006.01)
G01M 9/06 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: **2013139207/28, 22.08.2013**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
22.08.2013

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **22.08.2013**

(43) Дата публикации заявки: **27.02.2015** Бюл. № **6**

(45) Опубликовано: **10.09.2015** Бюл. № **25**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2392601 C1 20.06.2010. RU 2469283 C1 10.12.2012. RU 2399895 C2 20.09.2010. RU 2287795 C1 20.11.2006**

Адрес для переписки:
456300, Челябинская обл., г. Миасс, Тургоякское ш., 1, АО "ГРЦ Макеева"

(72) Автор(ы):
Мошкин Игорь Юрьевич (RU),
Жаботинский Анатолий Данилович (RU),
Кабанов Юрий Павлович (RU),
Пегов Валентин Иванович (RU),
Хлыбов Владимир Ильич (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Акционерное общество "Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева" (АО "ГРЦ Макеева") (RU)

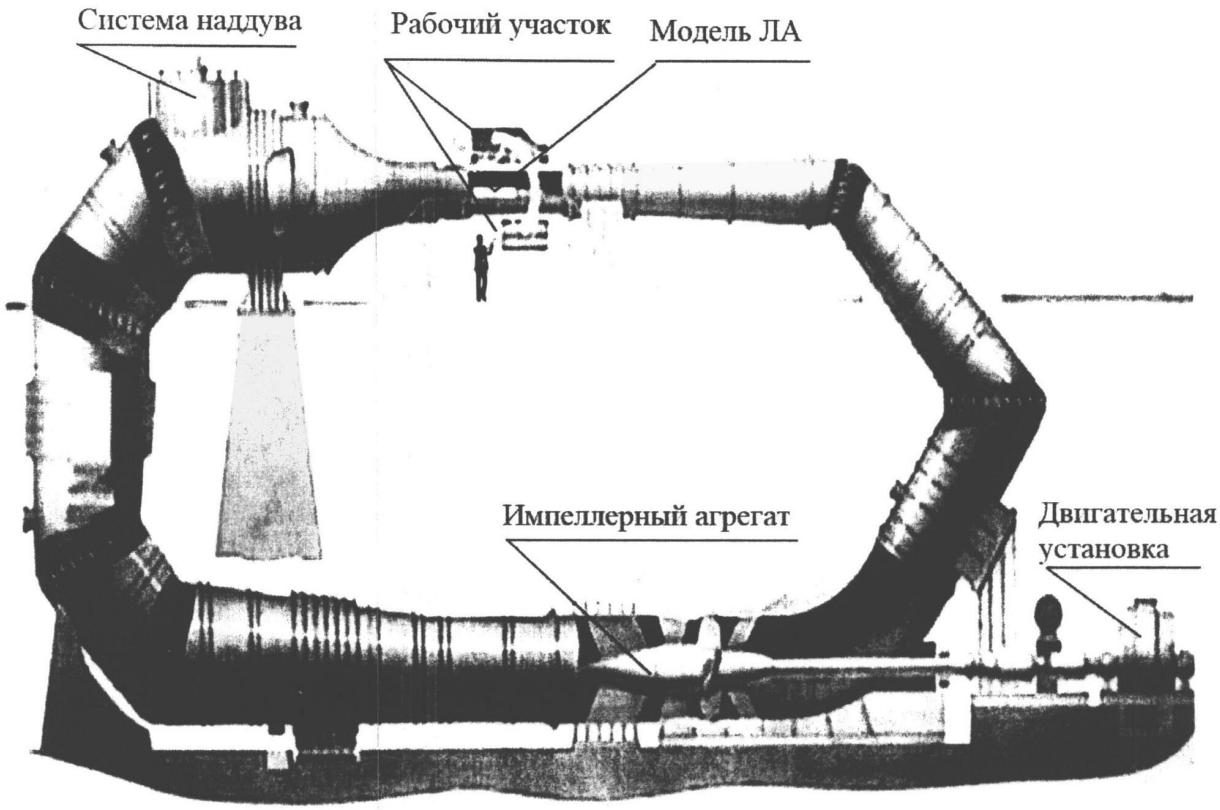
(54) СПОСОБ И УСТРОЙСТВО ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

(57) Реферат:

Изобретение относится к области экспериментальной аэродинамики, в частности к устройствам, предназначенным для исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов (ЛА). Способ заключается в том, что АДХ ЛА определяются в гидродинамической трубе (ГТ) при использовании в качестве среды обтекания ЛА воды. Модель ЛА устанавливают в ГТ, закрепляют в верхней державке головную часть модели и в нижней державке хвостовую часть модели, при этом в державках устанавливают тензодатчики замера поперечной и боковой силы, а также замера момента, в ГТ устанавливают датчики замера скорости потока воды. Затем включают двигатель, создающий поток жидкости в трубе, устанавливают необходимую скорость потока воды и замеряют силы поперечную и боковую силы и момента. Верхняя часть ГТ имеет систему наддува до заданного давления, необходимого для моделирования по числу Эйлера в рабочем участке ГТ. Устройство содержит рабочий участок, двигатель, вращающий импеллерный агрегат, создающий скоростной напор среды на модель ЛА, аппаратуру, регулирующую скоростной напор среды, тензодатчики замера поперечной и боковой сил и момента, регистрирующую аппаратуру. Труба обдува выполнена в виде гидродинамической трубы, а в качестве среды обдува применена вода. Технический результат заключается в расширении возможностей по моделированию обтекания модели ЛА потоком, включая старт и движение у поверхности земли, повышение точности измерения сил и моментов, повышение безопасности испытаний. 2 н. и 9 з.п. ф-лы, 2 ил., 1 табл.

RU 2561829 C2

RU 2561829 C2



Фиг. 1

RU 2561829 C2

RU 2561829 C2

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 561 829** (13) **C2**

(51) Int. Cl.
G01M 10/00 (2006.01)
G01M 9/06 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2013139207/28, 22.08.2013**

(24) Effective date for property rights:
22.08.2013

Priority:
(22) Date of filing: **22.08.2013**

(43) Application published: **27.02.2015** Bull. № **6**

(45) Date of publication: **10.09.2015** Bull. № **25**

Mail address:
456300, Cheljabinskaja obl., g. Miass, Turgojakskoe sh., 1, AO "GRTs Makeeva"

(72) Inventor(s):
Moshkin Igor' Jur'evich (RU),
Zhabotinskij Anatolij Danilovich (RU),
Kabanov Jurij Pavlovich (RU),
Pegov Valentin Ivanovich (RU),
Khlybov Vladimir Il'ich (RU)

(73) Proprietor(s):
Aktsionernoe obshchestvo "Gosudarstvennyj raketnyj tsentr imeni akademika V.P. Makeeva" (AO "GRTs Makeeva") (RU)

(54) METHOD AND DEVICE FOR DETERMINATION OF AIRCRAFT AERODYNAMICS

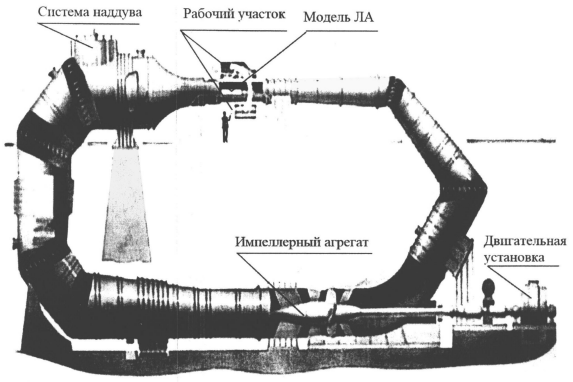
(57) Abstract:

FIELD: instrumentation.

SUBSTANCE: invention relates to experimental aerodynamics, particularly, to devices intended for research of aerodynamics of aircraft. Proposed method consists in determination of aircraft aerodynamics in hydrodynamic tunnel with water used as aircraft fluid flow medium. Aircraft mockup is placed in said hydrodynamic tunnel, mockup head being secured at top holder and mockup tail being secured at bottom holder. Note here that resistive-strain sensors are fitted in said holders to measure crosswise and lengthwise forces as well as the moment. Water flow rate meters are arranged in said hydrodynamic tunnel. Then, motor is activated to develop water flow rate therein to set required water flow rate and to measure crosswise and lengthwise forces and moment. Hydrodynamic tunnel top section incorporates the system of supercharging to preset pressure required for simulation by Euler number in tunnel working section. Proposed device comprises working section, motor, revolving impeller machine to develop water head, water rate registration hardware, resistive-strain sensors for measurement of crosswise and lengthwise forces and moment and recording hardware. Blow-over tube is composed of hydrodynamic tunnel while blow-over medium is water.

EFFECT: enhanced performances, higher accuracy and safety of tests.

11 cl, 2 dwg, 1 tbl



Фиг. 1

RU 2561829 C2

RU 2561829 C2

Изобретение относится к области экспериментальной аэродинамики, в частности к методам и средствам для определения аэродинамических характеристик летательных аппаратов.

Известны следующие способы в экспериментальной аэродинамике по определению аэродинамических характеристик летательных аппаратов [1, 2]:

1) экспериментальное определение в аэродинамических трубах аэродинамических характеристик моделей летательных аппаратов (ЛА) или отдельных частей ЛА;

2) экспериментальные наземные испытания отдельных частей ЛА или ЛА в целом в условиях, максимально имитирующих натурные условия эксплуатации с целью определения аэродинамических характеристик ЛА;

3) экспериментальное определение аэродинамических характеристик ЛА в ходе летных испытаний.

Недостатками 2 и 3 способа определения аэродинамических характеристик ЛА являются большие временные и материальные затраты, а также позднее выявление недостатков аэродинамики конструкции ЛА и отдельных ее элементов, устранение которых требует больших материальных и временных затрат. Поэтому основным экспериментальным способом определения аэродинамических характеристик ЛА на начальных этапах проектирования является экспериментальная отработка ЛА в аэродинамических трубах.

Известно устройство для измерения составляющих векторов аэродинамической силы и момента - механические аэродинамические весы, состоящие из жесткой рамы и соединительных элементов, связанных между собой рычажных систем, удерживающих ее в положении равновесия; выходные звенья рычажных механизмов соединены с динамометрами ([3] стр.82 - Аэродинамические характеристики).

Рама представляет собой конструкцию, находящуюся в потоке, создаваемом аэродинамической трубой, который направлен перпендикулярно плоскости рамы. Модель устанавливается внутри рамы при помощи растяжек, представляющих собой металлические ленты с профилированным поперечным сечением, ориентированным вдоль потока. Составляющие аэродинамической силы и момента, действующие на испытываемую модель и ленты, передаются на раму и измеряются при помощи динамометров. Основным недостатком известного решения [3] является низкая точность измерений, особенно такой важной характеристики, как коэффициент лобового сопротивления ЛА, например современного пассажирского самолета, который имеет величину, близкую или даже меньшую коэффициента сопротивления лент. Поэтому для получения результата необходимо из измеренного силового воздействия вычесть силовое воздействие на ленту. Коэффициент сопротивления лент определяется в «пустой» аэродинамической трубе при отсутствии модели ЛА на тех же, что и с моделью, режимах испытаний, что приводит к повышенным материальным затратам. Кроме того, речь идет о разности двух близких физических величин, полученных в разных опытах, что приводит к снижению точности измерений.

Близким аналогом также является устройство для измерения составляющих векторов аэродинамической силы и момента - весы тензометрические аэродинамические, состоящие из упругого тела, динамометрических элементов и тензорезисторов, преобразующих деформации чувствительных элементов в электрические сигналы. Динамометрические элементы здесь выполнены вместе с телом и ориентированы так, чтобы деформация элемента, вызванная соответствующей составляющей аэродинамической силы или момента, была максимальной [2].

На данный момент существует большое количество изобретений по определению

аэродинамических характеристик ЛА [4-12], которые хорошо работают при моделировании потока для чисел Рейнольдса более 10^6. Существенным недостатком всех этих устройств является то, что исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов на стартовых позициях (при моделировании чисел Рейнольдса менее 10^6) не позволяют обеспечить точность и надежность определения аэродинамических сил и моментов модели из-за малых значений измеряемых параметров модели.

Известны устройства для измерения составляющих векторов аэродинамической силы и момента [9, 10]. Недостатками устройств по патентам [9, 10] являются: определение АДХ при больших скоростях, при малых скоростях имеются большие погрешности; невозможность одновременного моделирования по числам Эйлера, Рейнольдса, Фруда; невозможность проведения моделирования АДХ ЛА на стартовой площадке с учетом интерференции стартовых сооружений.

Наиболее близким аналогом предлагаемых решений, на наш взгляд, является изобретение [13], принятое нами за прототип. Недостатком прототипа является его рабочий диапазон - рабочий участок предназначен для турбулентных потоков и чисел Рейнольдса больше критического ($Re>10^6$). При испытаниях в аэродинамических трубах числа Эйлера в разы превышают числа Эйлера на натуре. Рабочий диапазон прототипа обусловлен тем, что определение АДХ происходит на сверх- и трансзвуковых скоростях, когда воздействие на модель ЛА достигает 100 КН, а на малых скоростях воздействие менее 10Н, т.е. погрешность измерительной системы сопоставима с замеряемым силовым воздействием на малых скоростях (<10 м/с). Другим существенным недостатком прототипа [13] является невозможность изменять в большом диапазоне давление в рабочем участке, а значит на нем невозможно проводить для одной модели ЛА эксперименты в широком диапазоне давлений, а следовательно, и невозможно проводить моделирование обдува при больших диапазонах чисел Эйлера. Также в прототипе не предусмотрено моделирование стартовых сооружений на стартовой позиции, их автоматический круговой поворот, следовательно, прототип не позволяет решать задачи по определению интерференции стартовых сооружений на ЛА.

Охарактеризируем более подробно недостатки прототипа [13], присущие также и другим аналогичным устройствам [4-12]:

1) Не модулируются числа Рейнольдса при малых скоростях обдува (V<5 м/с) и больших масштабах модели;

2) Не модулируются числа Эйлера из-за невозможности создания в рабочем участке трубы обдува* необходимых давлений;

3) Невозможно одновременно моделировать критерии подобия Рейнольдса, Фруда и Эйлера;

4) При проведении экспериментов для чисел Рейнольдса менее 10^6 имеет место большой уровень погрешности измерения.

(*) Под трубой обдува здесь и далее понимаем специально спрофилированный контур, обеспечивающий заданный поток обдува модели ЛА.

Все перечисленные недостатки обусловлены необходимостью соблюдения аэродинамического подобия потоков обтекания модели натурным условиям, что обеспечивается соблюдением основных критериев подобия: Рейнольдса Re, Фруда Fr и Эйлера Eu:

$$Re = \frac{V_0 \rho L}{\eta}\ ,\ Fr = \frac{V_0}{\sqrt{gL}}\ ,\ Eu = \frac{P_o}{\rho V_0^2/2}\ .$$

Здесь L - характерный линейный размер, V_0 - характерная скорость, P_0 - давление, ρ - плотность среды, g - ускорение силы тяжести, η - коэффициент динамической вязкости.

Обозначая индексом "н" величины на натуре и индексом "м" на модели, введем масштабы моделирования величин: линейных размеров $M = \frac{L_H}{L_M}$, давления $\lambda = \frac{P_{0H}}{P_{0M}}$, скорости $\mu = \frac{V_{0H}}{V_{0M}}$. Из требования подобия вытекает необходимость соблюдения равенств: $Re_H=Re_M$, Fr_H-Fr_M, $St_H=St_M$, $Eu_H=Eu_M$, из которых следуют соответствующие требования к масштабам моделирования:

$$\mu = M^{-1},\ \lambda = \mu^2,\ M = \mu^2\ . \qquad (1)$$

Первое требование $\mu=M^{-1}$, вытекающее из равенства $Re_H=Re_M$, означает, что скорость потоков на модели должна быть в M раз больше, чем на натуре. Это практически невозможно выполнить в модельном эксперименте, а также противоречит второму и третьему требованиям (1). Для примера рассмотрим необходимость проведения эксперимента, моделирующего обтекание ЛА потоком воздуха, имеющего скорость 10 м/с, на модели с масштабом M=20, тогда скорость в аэродинамической трубе должна быть 200 м/с. Этот и другие примеры параметров моделирования приведены в таблице. Для обеспечения параметров модельных испытаний, максимально приближенных к натурным, предлагается исследовать обтекание моделей ЛА в трубе обдува, выполненной в настоящем изобретении в виде гидротрубы, где в качестве среды обтекания используется вода, тогда скорости обтекания среды на модели и натуре будут ближе друг к другу при одинаковых числах Рейнольдса (см. таблицу). Для достижения равенств чисел Эйлера на натуре и модели предлагается за счет наддува в гидротрубе создавать давление, которое удовлетворяет условию

$Eu_H = Eu_M = \frac{P_{0H}}{\rho_H V_{0H}^2/2} = \frac{P_{0H}}{\rho_M V_{0H}^2/2}$ (наддув в аэродинамических трубах до нужных величин в отличие от гидродинамических невозможен).

Параметры натуры и модельных испытаний в аэродинамических и гидродинамических трубах					
	Скорость обдува V_0 [м/с]	Плотность ρ [кг/м^3]	Динамическая вязкость η [Па·с]	Характерный размер L [м]	Re
Натура	10	1,3	0,000018	3	$2{,}2\ 10^6$
Модель воздух M=5	50	1,3	0,000018	0,6	$2{,}2\text{-}10^6$
Модель воздух M=10	100	1,3	0,000018	0,3	$2{,}2\text{-}10^6$
Модель воздух M=20	200	1,3	0,000018	0,15	$2{,}2\text{-}10^6$
Модель вода M=5	3,6	1000	0,001	0,6	$2{,}2\text{-}10^6$
Модель вода M=10	7,2	1000	0,001	0,3	$2{,}2\text{-}10^6$
Модель вода M=20	14,4	1000	0,001	0,15	$2{,}2\text{-}10^6$

Целью предлагаемого изобретения является устранение недостатков аналогов и прототипа.

Указанная цель достигается тем, что:

- в качестве среды, обтекающей модель летательного аппарата, используется вода, и так как жидкость имеет большую плотность и динамическую вязкость, то тем самым

создается возможность моделировать на экспериментах числа Рейнольдса менее ($Re<10^6$);

- при проведении экспериментов в гидротрубе за счет наддува поднимается давление в рабочем участке до величин, необходимых для моделирования по числам Эйлера;

- использование жидкости в качестве среды обтекания обеспечивает повышенную точность замеров сил и моментов, действующих на модель ЛА при малых скоростях обтекания;

- предлагаемая система тензодатчиков, установленная на державке, позволяет проводить замеры с повышенной точностью боковой и поперечной силы, а также момента, действующих на модель ЛА.

При проведении испытаний предусмотрены следующие возможности:

- в ходе одного испытания возможно менять скорость потока и тем самым проводить замеры АДХ модели ЛА в широком диапазоне чисел Рейнольдса;

- в ходе одного испытания возможно менять давление в рабочем участке гидротрубы и тем самым проводить замеры АДХ модели ЛА в широком диапазоне чисел Эйлера;

- предусмотрена установка на рабочем столе в плоскости нижнего среза модели ЛА моделей стартовых сооружений с целью определения их интерференции на модель ЛА, находящуюся на стартовой позиции;

- предусмотрен круговой поворот модели вместе со стартовой позицией относительно своей продольной оси, тем самым создается возможность получения кругового обдува модели на стартовой позиции и определение влияния стартовых сооружений на АДХ модели ЛА (интерференции), не останавливая скорость потока, не вынимая модель из гидродинамической трубы и не переустанавливая модели стартовых сооружений относительно модели ЛА, а также меняя давления в широком диапазоне в ходе одного испытания;

- замена головной части модели ЛА на другую, не меняя саму модель, тем самым создается возможность получения замеров АДХ модели с различными головными частями и выбор оптимальной формы ЛА.

Предлагаемое изобретение решает актуальную задачу реализации замеров аэродинамических сил и моментов, действующих на модель ЛА при моделировании обтекания для чисел Рейнольдса менее 10^6. Предлагаемые технические решения позволяют:

1) сократить затраты на решение задач экспериментальной отработки старта летательных аппаратов и движения их у поверхности земли;

2) повысить точность замеряемых сил и моментов;

3) повысить безопасность проведения испытаний.

Техническая сущность предлагаемого изобретения поясняется графическими изображениями. На фигуре 1 изображен общий вид гидродинамической трубы (ГТ); на фигуре 2 - рабочий участок ГТ.

Импеллеры создают требуемый скоростной поток в рабочем участке (необходимый для моделирования по числу Рейнольдса), в котором установлена модель ЛА, система наддува обеспечивает гидростатическое давление (необходимое для моделирования по числу Эйлера), масштаб модели и скорость обдува подбираются из условия моделирования по числу Фруда. Рабочий участок имеет систему державок, тензодатчиков, для замера сил и моментов, действующих на модель, стол, имитирующий поверхность земли со стартовыми сооружениями, преобразователи и записывающие устройства.

Цифрами на фигуре 2 обозначены.

1. - Гидротруба
2. - Модель
3. - Съемная головная часть
4. - Верхнее крепление
5. - Нижнее крепление
6. - Верхняя державка
7. - Нижняя державка
8. - Верхний обтекатель
9. - Нижний обтекатель
10. - Верхнее отверстие
11. - Нижнее отверстие
12. - Тензодатчик по замеру поперечной силы Fy
13. - Тензодатчик по замеру боковой силы Fz
14. - Тензодатчик по замеру момента Mx
15. - Верхний защитный кожух
16. - Нижний защитный кожух
17. - Стол, имитирующий поверхность земли
18. - Блок управления
19. - Преобразователь
20. - Записывающее устройство
21. - Датчик замера скорости потока воды
22. - Направление потока воды

Устройство для определения аэродинамических характеристик модели в гидродинамической трубе 1 содержит модель 2 со съемной головной частью 3, закрепленной через верхнее 4 и нижнее 5 крепления к верхней 6 и нижней 7 державкам соответственно. Державки защищены от потока воды обтекателями 8, 9 и через верхнее 10 и нижнее 11 отверстия в рабочей части гидротрубы соединены с тензодатчиками 12, 13, 14. Для предотвращения попадания воды из рабочего участка гидротрубы отверстия 10 и 11 защищены защитными кожухами 15 и 16 соответственно. Для экспериментов по исследованию АДХ ЛА на стартовых позициях на нижнем обтекателе 9 может устанавливаться стол 17, имитирующий поверхность земли со стартовыми сооружениями, для определения интерференции между летательным аппаратом и стартовыми сооружениями. Для экспериментов по исследованию АДХ ЛА в полете на нижнем обтекателе устройство 17 не устанавливается. В основе устройства для определения аэродинамических сил и моментов, действующих на модель, применяется весовой метод, основанный на применении тензовесов.

Процесс измерения аэродинамических сил и моментов в предлагаемом устройстве производится в два этапа. Переход с одного этапа на другой происходит по командам блока управления 18. На первом этапе для каждого измерительного канала определяют аддитивные составляющие погрешностей при обесточенных тензометрических мостовых датчиках и запоминают их на весь период штатных измерений, на втором этапе проводят штатные измерения и из результатов штатных измерений автоматически исключают посредством вычитания аддитивные составляющие погрешностей.

Работает устройство следующим образом. На этапе определения систематической аддитивной составляющей погрешностей по команде с пульта управления проводится замер показаний тензодатчиков, определяется их погрешность на начало эксперимента в зависимости от температуры и гидростатического давления в рабочем участке трубы. На втором этапе задается скорость потока в рабочей части трубы, проводится разгон

жидкости до заданной скорости и проводится замер показателей тензодатчиков 12, 13, 14, установленных на верхней и нижней державках 7, 8. Замеры тензодатчиков поступают на преобразователь 19, а затем на записывающее устройство 20. По команде с блока управления 18 варьируют скоростью потока в трубе 1. При различных углах установки к потоку модели 2 определяют аэродинамические характеристики модели 2 посредством тензодатчиков 12, 13, 14 при зарегистрированной скорости потока датчиком 21. Меняя блоком управления 18 скорость потока, регистрируют на запоминающих устройствах поперечные, боковые силы и моменты, действующие на модель 2. Накопление результатов в запоминающем устройстве 20 происходит до конца выполнения штатного режима измерения. Передача результатов из запоминающего устройства 20 во внешнее устройство производится по команде с блока управления 18. По окончании второго этапа из результатов штатных измерений автоматически исключают посредством вычитания аддитивные составляющие погрешностей.

Замеренные результаты тензодатчиков 12, 13, 14 и зарегистрированные запоминающим устройством 20 силы Fy, Fz и момент Mx пересчитывают в безразмерные аэродинамические характеристики:

$$Cy = \frac{Fy}{S_M \cdot \rho V_0^2/2}, Cz = \frac{Fz}{S_M \cdot \rho V_0^2/2}, m_x = \frac{Mx}{S_M \cdot L \cdot \rho V_0^2/2} \qquad (2)$$

где L - характерный линейный размер, V_0 - характерная скорость, ρ - плотность среды, S_M - площадь миделя, на которые обезразмериваются характеристики, Fy - измеренная поперечная сила, Fz - измеренная боковая сила, Mx - измеренный момент.

Использование предлагаемого изобретения позволяет значительно повысить точность измерения аэродинамических характеристик модели и сократить время проведения эксперимента в гидродинамических трубах с большим диаметром рабочего участка.

Техническим результатом предлагаемого изобретения является точное определение силового воздействия на модель ЛА при моделировании чисел Рейнольдса менее 10^6 путем исключения систематических аддитивных погрешностей измерений и увеличения быстродействия многоканального измерительного устройства тензовесов.

Таким образом, предлагаемые способ и устройство позволяют обеспечить следующие технические результаты:

- моделировать на экспериментах в гидротрубе обтекание модели ЛА при числах Рейнольдса менее ($Re<10^6$);
- проводить экспериментальное определение аэродинамических характеристик летательных аппаратов при одновременном моделировании по числам Эйлера, Рейнольдса и Фруда;
- сократить затраты на решение задач экспериментальной отработки старта летательных аппаратов и движения их у поверхности земли;
- проводить экспериментальное определение интерференции от стартовых сооружений на ЛА, находящийся на стартовой позиции при полном круговом обдуве (360°) за один эксперимент;
- повысить точность измерения сил и моментов;
- повысить безопасность проведения испытаний.

Список источников информации

1. Краснов Н.Ф и др. Прикладная аэродинамика. - М.: Высшая школа, 1974.

2. Холодков Н.В. экспериментальная отработка космических летательных аппаратов. - М.: МАИ, 1994.

3. Энциклопедия Авиация, научное издательство «Большая Российская энциклопедия»,

Москва, 1994 г.

4. Патент SU 369448 A1, МПК G01M 9/06, G01L 23/18. Устройство для измерения аэродинамических характеристик. Приоритет 26.07.1971.

5. Патент SU 378738 A1, МПК G01M 9/06. Устройство для определения вращательных производных моделей в аэродинамических. Приоритет 7.10.1969.

6. Патент SU 390399 A1, МПК G01M 9/06. Аэродинамические тензометрические весы. Приоритет 20.05.1971.

7. Патент SU 409085 A1, МПК G01M 9/06, G01G 19/07. Аэродинамические многокомпонентные внутримодельные весы. Приоритет 1.11.1971.

8. Патент RU 2287783 C1, МПК G01G 3/12, G01G 19/00. Тензометрические весы. Приоритет 27.04.2005.

9. Патент RU 2287795 C1, МПК G9/06, G3/12. Устройство для измерения составляющих векторов аэродинамической силы и момента. Приоритет 27.04.2005.

10. Патент RU 2287796 C1, МПК G9/06, G3/12. Устройство для измерения составляющих векторов аэродинамической силы и момента. Приоритет 27.04.2005.

11. Патент RU 2399895 C2, МПК G01M 9/06. Способ и устройство для повышения точности измерений в аэродинамической трубе, которые обеспечивают учет влияния подвесного устройства модели. Приоритет 22.12.2005.

12. Патент RU 2469283 C1, МПК GO1L 1/22. Многоканальное измерительное устройство аэродинамических внутримодельных весов. Приоритет 23.05.2011.

13. Патент RU 2392601 C1, МПК G01M 15/14. Устройство для определения аэродинамических характеристик модели в сверхзвуковой аэродинамической трубе. Приоритет 25.12.2008.

Формула изобретения

1. Способ определения аэродинамических характеристик (АДХ) летательного аппарата (ЛА), заключающийся в том, что АДХ ЛА определяют в гидродинамической трубе (ГТ), при использовании в качестве среды обтекания ЛА воды.

2. Способ определения АДХ ЛА по п.1, заключающийся в том, что модель ЛА устанавливают в ГТ, закрепляют в верхней державке головную часть модели и в нижней державке хвостовую часть модели, при этом в державках устанавливают тензодатчики замера поперечной Fy и боковой Fz силы, а также замера момента Mx, в ГТ устанавливают датчики замера скорости потока воды, включают двигатель импеллерного агрегата, создающего поток жидкости в трубе, устанавливают необходимую скорость потока воды и замеряют силы Fy, Fz и момента Mx.

3. Способ определения АДХ ЛА по п.1, заключающийся в том, что в рабочем участке ГТ устанавливают давление, необходимое для моделирования по числу Эйлера, в дальнейшем в ходе испытаний меняют давление в диапазоне заданных чисел Эйлера.

4. Способ по п.1, отличающийся тем, что после проведения замеров сил и моментов проводят замену головной части модели ЛА на другую, не меняя саму модель, и повторяют испытания.

5. Способ по п.1, отличающийся тем, что в процессе испытаний проводят поворот модели ЛА вокруг ее продольной оси для определения АДХ ЛА в заданных направлениях.

6. Способ по п.1, отличающийся тем, что в процессе испытаний проводят поворот модели ЛА, у которой в плоскости нижнего среза установлены модели стартовых сооружений, для определения АДХ ЛА в заданных направлениях.

7. Способ по п.1, отличающийся тем, что в ходе одного испытания производят

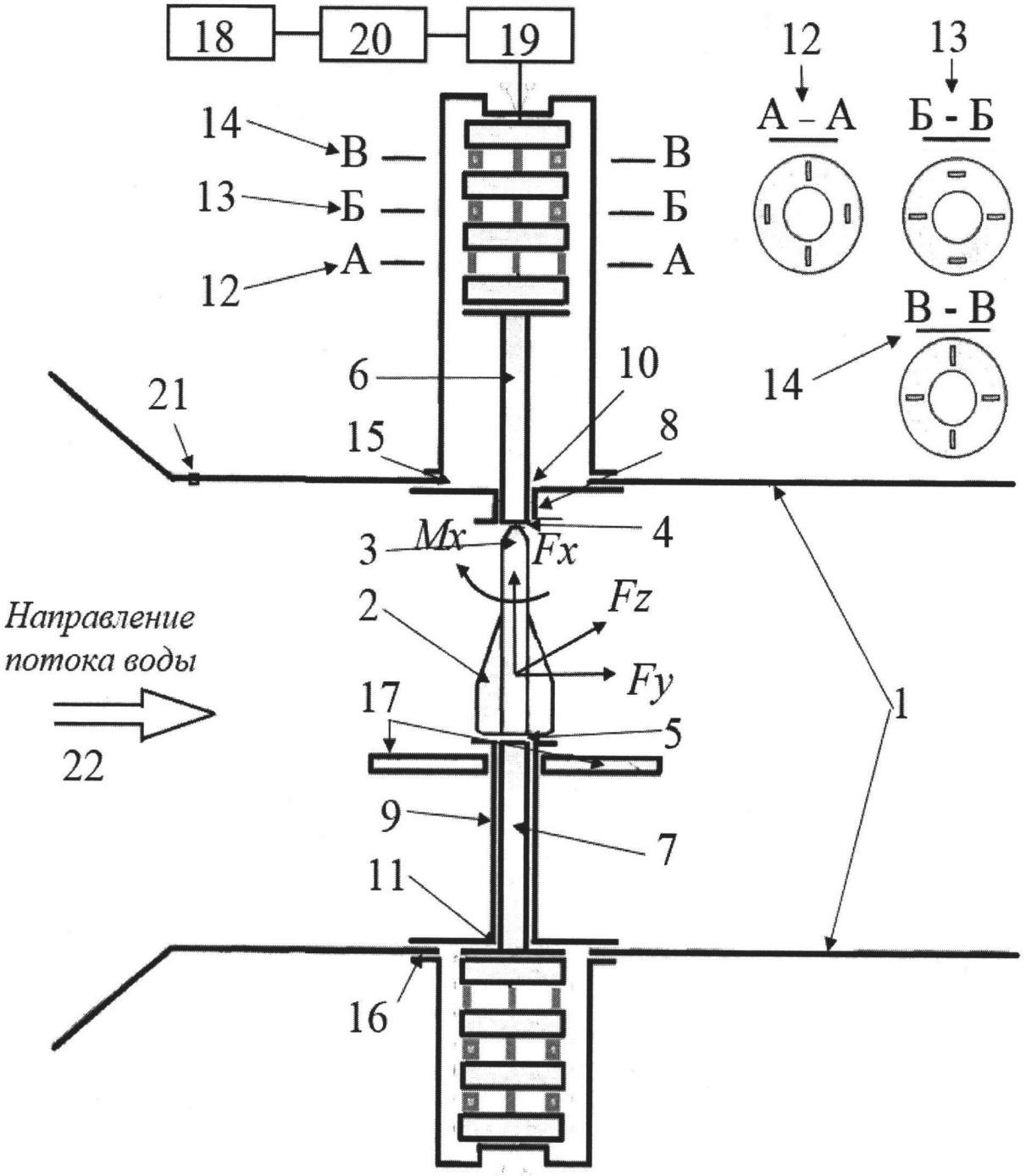
изменение скорости потока в широком диапазоне и определяют АДХ ЛА для заданных чисел Рейнольдса.

8. Устройство для определения АДХ ЛА, содержащее рабочий участок, двигатель, вращающий импеллерный агрегат, создающий скоростной напор среды на модель ЛА, аппаратуру, регулирующую скоростной напор среды, тензодатчики замера сил Fy, Fz и момента Mx, регистрирующую аппаратуру, отличающееся тем, что труба обдува выполнена в виде гидродинамической трубы, а в качестве среды обдува применена вода.

9. Устройство по п.8, отличающееся тем, что тензодатчики замера сил Fy, Fz и момента Mx снабжены защитным кожухом для предотвращения попадания в них воды.

10. Устройство по п.8, отличающееся тем, что в верхняя часть ГТ снабжена системой наддува для изменения гидростатического давления в рабочем участке гидротрубы (чисел Эйлера).

11. Устройство по п.8, отличающееся тем, что в плоскости нижнего среза модели ЛА установлены на рабочем столе модели стартовых сооружений.


18
20
19
12
13
А – А
Б - Б
В - В
14
В
13
Б
12
А
6
10
21
15
8
14
3
Mx
Fx
4
Fz
2
Направление потока воды
Fy
17
1
5
22
9
7
11
16

Фиг. 2