

(12) МЕЖДУНАРОДНАЯ ЗАЯВКА, ОПУБЛИКОВАННАЯ В
СООТВЕТСТВИИ С ДОГОВОРОМ О ПАТЕНТНОЙ КООПЕРАЦИИ (РСТ)

(19) Всемирная Организация
Интеллектуальной Собственности
Международное бюро

(43) Дата международной публикации
14 мая 2020 (14.05.2020)

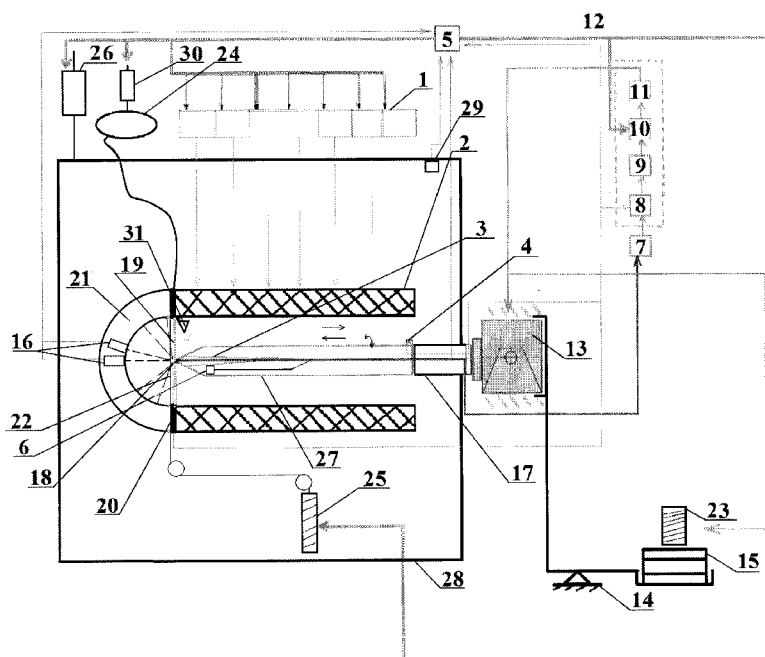


(10) Номер международной публикации
WO 2020/096477 A1

- (51) Международная патентная классификация:
B64G 7/00 (2006.01) *G01M 9/00* (2006.01)
- (21) Номер международной заявки: РСТ/RU2018/000732
- (22) Дата международной подачи:
09 ноября 2018 (09.11.2018)
- (25) Язык подачи: Русский
- (26) Язык публикации: Русский
- (72) Изобретатель; и
- (71) Заявитель (для всех указанных государств, кроме US):
ФЕДОТОВ, Дмитрий Вячеславович (FEDOTOV, Dmitriy Vyacheslavovich) [RU/RU]; ул. 8 Марта, дом 2/10, корпус 3, кв.11, Москва, 127083, Moscow (RU).
- (81) Указанные государства (если не указано иначе, для каждого вида национальной охраны): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.
- (84) Указанные государства (если не указано иначе, для каждого вида региональной охраны): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), евразийский (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), европейский патент (AL, AT, BE, BG, CH, CY,

(54) Title: THERMODYNAMIC TEST BENCH FOR SIMULATING AERODYNAMIC HEATING

(54) Название изобретения: ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ СТЕНД ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО НАГРЕВА



Фигура 2

(57) Abstract: The invention relates to aerospace engineering, and more particularly to test benches. A thermodynamic test bench for simulating aerodynamic heating consists of a sectional lamp heater fastened inside a vacuum chamber, and a system of sensors for determining gas pressure and concentration. The test bench comprises an electromagnetic engine with a weighing mechanism that has mounted thereon a rotatable pusher with a replaceable rod and a vibration accelerometer for introducing into the lamp heater a test object provided with a system of temperature sensors. The test bench comprises an infrared-transparent heat-resistant glass pane which is abutted by the stagnation region of the test object, and a movable nozzle(s) connected by a pipe to cylinders and to a compressor for generating a high-pressure gas. A flexible reflector of a given curvature and pyrometers are disposed behind the glass,

[продолжение на следующей странице]



WO 2020/096477 A1

CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT,
LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE,
SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN,
GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Опубликована:

— с отчётом о международном поиске (статья 21.3)

and a protective shutter which is opened and closed by a solenoid engine is disposed between the glass and the reflector. Vertical and horizontal configurations are envisaged. The result is an increase in the scope of simulation.

(57) Реферат: Изобретение относится к области аэрокосмической техники, а именно, к испытательным стендам. Термодинамический стенд для моделирования аэродинамического нагрева в состоит из секционной ламповой печи, закрепляемой внутри вакуумной камеры и системы датчиков для определения давления и концентрации газов. Стенд содержит двигатель на электромагнитах с весовым механизмом, на котором находится поворотный толкатель со сменным штоком и вибрационным акселерометром для размещения внутри ламповой печи объекта испытаний с системой датчиков температуры. Стенд содержит прозрачное в ИК диапазоне жаропрочное стекло, в которое упирается область критических точек объекта испытаний, и подвижное сопло (одно или несколько), соединенное трубопроводом с баллонами и компрессором для создания газа высокого давления. За стеклом расположен гибкий отражатель заданной кривизны и пирометры, между стеклом и отражателем находится защитная шторка, открываемая и закрываемая двигателем соленоида. Предусмотрена вертикальная и горизонтальная компоновки. Достигается расширение области моделирования.

Термодинамический стенд для моделирования аэродинамического нагрева.

Область техники, к которой относится изобретение.

Устройство относится к наземным стендовым испытаниям аэрокосмической техники и предназначено для высокотемпературных испытаний летательных аппаратов, деталей машин, их конструкционных материалов и других тел, движущихся на гиперзвуковых скоростях.

Описываемое изобретение позволяет провести высокотемпературные испытания с помощью инфракрасного (ИК) нагрева, как объекта целиком, так и более детальные исследования отдельной группы критических точек, подверженных наиболее активному влиянию температуры и механического давления, которые свойственны движению на гиперзвуковой скорости.

Полет на гиперзвуковой скорости является частью сверхзвукового режима полета и осуществляется в сверхзвуковом потоке газа. Сверхзвуковая модель движения ЛА коренным образом отличается от дозвуковой динамики взаимодействия и нагружения летательного аппарата при скоростях выше скорости звука (выше 1,2 М). Нижняя граница подобного полёта обычно связана с началом процессов ионизации и диссоциации молекул в пограничном слое около движущегося аппарата. Подобные явления начинают происходить примерно при 5 скоростях Маха.

Основная проблематика наземных испытаний тел, движущихся с гиперзвуковой скоростью, является воссоздание условий, характерных для скоростей при больших числах Маха. При этом с увеличением скорости движения тела в натурных условиях полёта растёт доля лучевой составляющей нагрева. Для моделирования этой особенности заявленный экспериментальный стенд создан на основе активно эксплуатируемой испытательной установки «УМАН-6» для моделирования аэродинамического нагрева лучистой энергией в качестве модернизации существующего прототипа ламповой печи, либо как принципиально новое устройство, отличающееся габаритами. При этом описываемом изобретении предусмотрен обдув поверхности объекта испытаний (ОИ) за пределами области критических точек газом высокого давления, который нагревается

относительно первоначально заданной в баллонах для хранения данного газа температуры в ламповой ИК печи вместе с ОИ.

Сущность изобретения заключается в том, что внутри вакуумной камеры устанавливаются нагревательные блоки установки ИК нагрева с объектом испытания (ОИ) внутри и гибкий концентратор лучистой энергии с заданной кривизной (предусмотрены варианты с отражателем вне вакуумной камеры). Настройка фокусного расстояния гибкого отражателя производится перед экспериментом так, чтобы гибридная форма отражающей поверхности концентрировала большую часть непараллельных лучей, упавших на неё в фокусе, а получившиеся аберрации вокруг фокуса покрывали область критических точек ОИ. Эта область упирается в жаропрочное стекло (из кремния, алмаза, германия или халькогенидного стекла), пропускающее широкий диапазон ИК волн. С другой стороны ОИ подсоединён к штоку поворотного толкателя, который поворачивает или вращает объект испытаний и передает давление от весового механизма и двигателя на электромагнитах, примерно равное давлению газовой среды, оказываемому на область критических точек ОИ в процессе эксплуатации. Жаропрочное стекло закреплено на отражателе или в стенке вакуумной камеры с помощью специального устройства с набором датчиков давления, на которое также крепится сопло, соединённое трубопроводом с баллонами и компрессором для создания газа высокого давления. Между жаропрочным стеклом и гибким отражателем с регулируемой кривизной расположена защитная шторка с приводом, время открытия и закрытия которой секунды. К вакуумной камере подключена система датчиков обратной связи для моделирования условий наиболее приближенных к реальной среде. Для осуществления обратной связи при управлении нагревом на поверхности и внутри аппарата перед его испытаниями устанавливаются термодпары, а за зеркалом отражателя размещены бесконтактные пирометры, которые возможно направлять в заданное экспериментом и формой ОИ фокусное расстояние гибкого отражателя. Для осуществления обратной связи при управлении вращением ОИ и давлением, оказываемым на область критических точек образца, к штоку или к самой модели прикрепляется акселерометр в дополнение к датчикам давления в устройстве для закрепления стекла.

Уровень техники.

Из уровня техники известна группа изобретений (патент RU 2526505), представленная способом создания потока газа в гиперзвуковой аэродинамической трубе. Этот способ включает в себя генерацию газа высокого давления из жидкого газа путем его газификации, регулирование давления и нагрева газа, охлаждение стенок сопла, рабочей части и диффузора, охлаждение рабочего газа в газоохладителе, создание разрежения в вакуумной камере. Откачку газа из вакуумной камеры производят с помощью ККН, вымораживая рабочий газ на криопанелях в твёрдую фазу.

Недостатками этого изобретения являются большие габариты, высокие затраты на разогрев рабочего газа в сопле, поддержание разрежения в вакуумной камере, куда газ подаётся и последующее охлаждение газовой смеси и трудность в моделировании окислительной среды, так как обдув производится газом высокого давления. К тому же в заявленном изобретении исследуемый образец помимо обдува подвергается лучевому нагреву, который при гиперзвуковом движении в соответствии с существующими физическими теориями даёт одну из самых значительных составляющих температурного нагружения на высоких скоростях движения.

Известно изобретение (патент RU 2562277), реализованное устройством Блок-имитатор температурных полей, которое состоит из инфракрасных ламповых излучателей и рефлектора и предназначено для обеспечения воспроизведения нестационарных температурных полей в испытываемых конструкциях воздушно-космических самолётов (ВКС).

Недостатком данного изобретения является отсутствие возможности обдува, фокусированного воздействия на конкретный участок объекта испытаний, а так же на блоке-имитаторе температурных полей невозможно моделировать воздействие давления на области критических точек. Но при этом подобная конструкция блоков нагревательных элементов может быть использована в секциях нагревательных модулей представленного изобретения, как прототип для обеспечения воспроизведения нестационарных температурных полей, а система охлаждения рефлекторов так же применима для концентратора лучистой энергии.

Известен способ задания тепловых режимов керамических обтекателей ракет при радиационном нагреве (патент RU 2451971). В этом способе применяется автоматическое регулирование температуры по конечному числу точек и изменения оптических свойств на остальной части нагреваемой поверхности обтекателя за счет нанесения покрытия, состоящего из двух компонентов. При этом степень черноты одного из этих компонентов более чем в два раза превышает степень черноты другого и составляет 0.8 – 0.9, а температуру для каждой зоны нагрева при постоянной плотности теплового потока задают расчетным путем.

Данный способ по сравнению с представленным устройством имеет существенный недостаток в том, что применяется исключительно для моделирования радиационного нагрева керамических обтекателей.

Известно изобретение (патент RU 2172709), реализованное стендом для тепловых испытаний космических объектов, в котором объект испытания устанавливают в вакуумной камере на подставке, регулируют положение нагревателей (имитаторов солнечного излучения) относительно облучаемых поверхностей, для обеспечения моделируемых условий воздействия космического пространства. После этого производят закрытие вакуумной камеры, ее вакуумирование и захлаживание. Во время работы вакуумной камеры осуществляют контроль по показаниям температурных датчиков, внешних расчетных полей температур, по каждой отдельно взятой поверхности контролируемого объекта и регулировку мощности излучения нагревателей. При этом каждую поверхность изолируют от облучения нагревателями, предназначенными для нагрева других поверхностей, а также для исключения бокового отражения лучистых потоков от элементов внутренней конструкции испытательного стенда.

Недостатком данного способа является то, что терморadiационная нагрузка моделируется только спектром солнечного излучения и низким значением соответствующего потока излучения (не более одной солнечной постоянной 1300 Вт/м). Кроме этого отсутствует воспроизведение тепловых потоков ультрафиолетового излучения, например, для имитации входа в плотные слои атмосферы, а также в ближнем инфракрасном диапазоне для моделирования условий облучения в камерах сгорания двигателей внутреннего сгорания (ДВС) и газотурбинных двигателях (ГТД). Так же подобная конструкция стенда не позволяет проводить детальные

исследования областей, наиболее сильно подверженных воздействию температуры.

Известно устройство (патент RU 2085897), реализованное стендом для тепловых испытаний изделий на теплостойкость, содержащее источник и профилированный канал для подвода нагружающей среды с заданным законом распределения давления по длине испытуемого участка изделия и нагреватель, представляющий собой газодинамическое устройство типа плазмотрона.

Недостатком данного технического решения является то, что комбинированное испытание проводится только на отдельном участке изделия и нагреватель, представляющий собой газодинамическое устройство, к недостаткам которого можно так же отнести высокую стоимость испытаний и значительные габариты установки.

Известно устройство (патент RU 2010213), реализованное стендом для тепловых испытаний на прочность при температурном воздействии. Сущность его в том, что испытуемое изделие размещают в вакуумной камере между средствами температурного воздействия в виде камер из эластичного материала. Камеры соединены между собой стяжками с возможностью регулировки по высоте. Изделие подвергают температурному воздействию путем контактного теплообмена. Испытаниям могут подвергаться изделия различной конфигурации за счет плотного прилегания стенок камеры к каждой части поверхности изделия.

Недостатком данного технического решения является то, что такое испытание, обеспечивая тестирование теплопрочностных характеристик изделий криволинейной формы при заданном температурном режиме нагрева, не позволяет оценить вклад лучистых и конвективных компонент. Оно также не указывает, насколько возможно увеличение интенсивности тепловой нагрузки, которая в свою очередь будет деформировать и нарушать целостность прилегающих к стенкам изделия эластичных камер.

Известен способ имитации внешних тепловых потоков для наземной отработки теплового режима космических аппаратов (патент RU 2302984), заключающийся в воспроизведении характеристик штатного облучения космического аппарата имитатором внешних тепловых потоков с предварительным использованием аппарата-имитатора. Он тестируется при

температурном режиме полета, при штатной эксплуатации космического аппарата на орбите, при указанных значениях вакуума и температуры криозкранов.

Несмотря на точное предварительное моделирование тепловых потоков аппаратом-имитатором и воспроизведение внешних температурных режимов и вакуума, данное техническое решение обеспечивает испытание при интенсивностях теплового потока не выше солнечной постоянной, при отсутствии вклада конвективной и терморadiационной компонент теплового потока, т.е. моделируются только условия космического полета. Поэтому невозможно воспроизведение физических условий входа и полёта в плотных слоях атмосферы. Кроме того, данные тепловые испытания не позволяют обеспечить тепловую нагрузку в другом диапазоне длин волн, например, в ближнем ИК - актуальном для режимов эксплуатации камер сгорания ДВС и ГТД.

Также известен способ теплового нагружения обтекателей ракет из неметаллических материалов, (патент RU 2456568), включающий зонный нагрев изделия и измерение температуры. Нагрев изделия осуществляют за счет контакта нагревателя с наружной поверхностью, а распределение температуры по высоте обтекателя задают электропроводящими секторами нагревателя разной толщины, соединенными в электрическую цепь последовательно, причем толщину каждого сектора нагревателя определяют по расчетной формуле.

В данном способе реализована возможность моделирования тепловых потоков любой величины, но только контактным способом, без возможности определения конвективных и лучистых компонент на различных участках испытываемого материала или изделий сложной формы. Кроме того, отсутствуют характеристики динамической нагрузки и внешние условия термовакуума и атмосферного давления. При этом может быть испытаны конструкции только неметаллических корпусов, что обусловлено модельным электронагревом, а температуры нагрева должны быть ограничены, чтобы избежать процессов термической деструкции.

Известен способ испытаний объектов авиационной техники (патент RU 2117926), заключающийся в циклическом воздействии на объект испытаний, размещенный в испытательной камере, климатических факторов -

температуры, давления и влажности воздуха. Известно и устройство для осуществления этого способа испытаний, содержащее испытательную камеру, связанную с системой изменения температуры, регистрирующей аппаратурой и т.д.

Так же известен способ регулирования температуры объекта испытаний в термокамере, включающий измерение температур на объекте испытаний, сравнение их значений с допустимыми, расчет и подачу управляющего напряжения на нагреватели (патент RU 2195695).

К недостаткам этих двух технических решений следует отнести высокую стоимость испытаний и необходимость откачки воздуха, реактивной струей которого обдувают образец, при создании эквивалентных эксплуатационным уровням разряжения и окислительной среды. Так, для имитации натурального воздействия аэродинамического потока необходим специальный дорогостоящий стенд, в котором отсеки ЛА обдуваются потоком воздуха с высокой скоростью и соответствующей температурой.

Известен способ (патент RU 2526406), в ходе которого испытания проводят в термокамере в два этапа. На первом этапе подвергают натурный теплоизоляционный пакет приборного отсека внешнему тепловому нагружению, имитирующему полетное. Одновременно создают на внутренней поверхности пакета граничные условия теплообмена, соответствующие теплоотводу от оболочки корпуса внутрь приборного отсека. По измеренным температурам указанной внутренней поверхности получают график изменения температур корпуса приборного отсека по времени. На втором этапе нагревают корпус без теплоизоляции в соответствии с полученным графиком. Одновременно замеряют температуры газовой среды и аппаратуры приборного отсека, производящей тепловыделение в соответствии с полетной циклограммой. Техническим результатом изобретения является сокращение затрат на испытания, проводимые без использования специальных крупногабаритных стендов и камер, с имитацией аэродинамического потока.

Если аппаратуру испытывать без несущего корпуса, то это воздействие можно воспроизвести с невысокими затратами энергии, моделируя только вызванное им изменение температурного поля, внутри отсека. Однако недостатком этого изобретения является то, что достаточно точное

моделирование поля температур в данном случае затруднено вследствие необходимости воспроизведения сложного теплообмена аппаратуры с обшивкой, протекающего путем конвекции, излучения и теплопроводности, а также неопределенности граничных условий.

Известен способ (патент RU 2530443), заключающийся в том, что тепловые испытания материалов и изделий включают размещение и регулировку положения нагревателей относительно поверхностей объекта до их облучения, а в процессе облучения поверхностей объекта по результатам контроля температурными датчиками параметров теплового воздействия осуществляют управление ими. Согласно изобретению нагреватели размещают набором отдельных модулей относительно облучаемых поверхностей объекта до их облучения, а в процессе облучения параметрами теплового воздействия их положение регулируют как индивидуально, так и взаимным расположением отдельных модулей. При этом осуществляют контролируемые и управляемые воздействия силовыми и динамическими нагрузками, а также воздействие окислительной средой на облучаемые поверхности объекта.

Недостатком этого технического решения является то, что описывается способ проведения испытаний без раскрытия конкретного устройства стенда, предусматривающего сконцентрированное воздействие всех нагревательных модулей в критических областях испытываемого тела. Однако достоинства этого способа испытаний, по сравнению с ранее описанными патентами, очевидны и поэтому он является прототипом для описания функционирования изобретения. В частности способ, предложенный в патенте № 2530443, раскрывает возможность регулировки параметров работы стенда во время проведения эксперимента. Прототипом же конструкции нагревательных блоков описываемого изобретения была выбрана существующая и активно эксплуатируемая установка моделирования аэродинамического нагрева «УМАН» с использованием ламп ИК -нагрева, позволяющая моделировать длительное воздействие высоко-динамичного температурного нагружения до $+100 \div 180^{\circ} \text{C}$, а также термический удар до $+350 \div 400^{\circ} \text{C}$. Разработчиками стенда были Петров В.Л., Гайдученок М.С.

Данная установка неоднократно усовершенствовалась и модернизировалась исходя из соображений повышения качества и непрерывно возрастающих

требований для испытательной аппаратуры аэрокосмической техники. Постепенное и планомерное развитие от макета до целостной системы позволило существенно повысить характеристики и эргономичность, получившегося в результате стенда. Так появилась установка «УМАН-6» с аналоговым управлением «Аналог», созданная в 1977г с использованием наработок, полученных от эксплуатации макетной установки «УМАН». Рабочая зона установки, состоящая из шести секций, позволяла испытывать объекты длиной до 4,5 м и воспроизводить на каждую секцию свой режим воздействия нагрузок. Максимальная температура теплового удара достигала + 600° С. Максимальная скорость температурного нагружения до + 25 ÷ 30° С в секунду. В создании установки принимали участие Петров В.Л., Гайдученко М.С., Сильвестрова Н.П., Черторижская Г.С., Колосов А.Е., Репшиц Ю.Г. В 1984г совместно с Институтом Прикладного Управления Академии Наук Украинской Советской Социалистической Республики (ИНУ АН УССР) была проведена частичная модернизация системы управления и регистрации. Ключевым в доработанной версии установки являлся переход на разработанную на Украине цифровую систему управления АСУ «Термис». В настоящее время на территории ФГУП ГосНИИАС ведутся работы по увеличению мощности «УМАН-6».

Конструктивно модуль выполнен в виде девятигранной несущей рамы, на каждой грани которой, расположены нагревательные блоки. Нагревательные блоки представляют собой плоский полированный рефлектор с внутренней рубашкой охлаждения и установленными на нем нагревательными элементами.

На девятигранной несущей раме смонтировано 9 рефлекторов, которые имеют возможность плоскопараллельно передвигаться к центру девятигранника. В верхней части рамы предусмотрено приспособление, позволяющее раскрыть верхнюю часть девятигранной рамы и поместить изделие в рабочий объем модуля. Каждая такая нагревательная секция «УМАН-6» имеет свой канал управления ИК нагревом, осуществляющийся с помощью системы управления по внешней поверхности объекта с обратной связью. В качестве измерительных преобразователей используется термопары группы хромель-капель.

Описываемое изобретение так же рассматривает возможность продолжения усовершенствования существующей сейчас и активно используемой

аппаратуры из данной серии испытательных стендов «УМАН» за счет модернизации установки «УМАН-6». Но так же предполагается возможность создания на основе приведённой формулы изобретения принципиально нового стенда. При этом описываемое здесь изобретение имеет существенное преимущество перед взятой в качестве прототипа установкой «УМАН», на которой в силу относительно малой температуры нагрева объекта испытаний не представляется возможным производить моделирование аэродинамического нагрева, характерного для движения на гиперзвуковых скоростях, без представленной доработки. Так же исходный прототип не позволяет моделировать соударения критических точек испытуемого аппарата с частицами газа. Этот существенный недостаток по сравнению с установками, обдувающими образец реактивной струёй, так же устранён в представленном изобретении.

Известно изобретение (патент RU 2498362), являющееся зеркалом с заданной кривизной, которое может быть использовано в концентраторах солнечного излучения и радиоволн, устройствах по изменению светового потока. Гибкое зеркальное полотно данного устройства позволяет в заявленном изобретении фокусировать лучевую энергию на носке объекта испытаний.

Известна научная статья «Расчёт пространственного распределения энергии сложного излучателя», написанная авторами из МАИ и ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»: И. Е. Евдокимовым, В. С. Николаенко, Г. С. Филипповым и Б. Ю. Яценко – в которой приводятся методики для расчёта и изменения кривизны отражателя необходимого для проведения конкретного эксперимента с использованием заявленного изобретения.

Раскрытие изобретения.

Испытания ЛА или его отдельных деталей проводятся с целью проверки стойкости модели изделия и его критических точек к воздействию ИК нагрева и некоторых других особенностей гиперзвукового полёта, предшествующего разгона и последующего торможения при различных условиях эксплуатации.

Формирование тепловых нагрузок определено ТТЗ на изделие, которое подвергается испытаниям на стенде, и проводится с требуемой точностью воспроизведения параметров теплового нагружения ИК излучением.

Аэродинамический нагрев летательных аппаратов вызывает появление конструктивных проблем, число и сложность которых растет с увеличением скорости. Интенсивность аэродинамического нагрева может быть оценена по изменению температуры конструкции или по тепловому потоку, подводимому к конструкции. Сюда в первую очередь относятся тепловая защита конструкции и оборудования, выбор конструкционных материалов, и определение термических напряжений в конструкции. Для решения этих вопросов необходимо вначале определить температуру наружной обшивки.

Существует много вариантов испытательных установок, которые за счёт обдува ОИ реактивной струёй газа позволяют моделировать скачки уплотнения и динамические процессы ионизации-рекомбинации с химическими реакциями, возникающими при взаимодействии сверхзвукового потока газа с поверхностью ЛА. Однако физико-математическая модель зависимости температуры стенки тела от скорости движения, выраженной в Махах, с целым рядом упрощений процесса нагрева была в разное время разработана Э. Зенгером и Широковым М. Ф. на основе баланса энергий.

Данная расчётная модель, хотя и даёт несколько искажённую картину, но позволяет выделить зависимость температуры от лучистого нагрева, соответствующего некоторой эффективной температуре, связанной с температурой стенки известным условием аккомодации.

Для получения данной физико-математической модели использовалась целый ряд упрощений, а наибольшему вниманию были подвержены области критических точек, которые испытывают наибольший нагрев от взаимодействия с плазмой, которая образуется перед носком движущегося на гиперзвуковой скорости тела.

Основными физическими явлениями, свойственными гиперзвуковому движению и которые не могут быть проигнорированы при его рассмотрении, являются тонкий слой ударной волны, образование вязких ударных слоев, появление волн неустойчивости в пограничном слое не свойственных до- и сверхзвуковым потокам и высокотемпературный поток.

Однако на скоростях выше 12 км/с передача тепла аппарату начинает происходить в основном через лучевой перенос, который начинает доминировать над термодинамическим переносом вместе с ростом

скорости. Моделирование газа в данном случае подразделяется на два случая: оптический тонкий (газ не перепоглощает излучение, которое приходит от других его частей или выбранных единиц объёма) и оптический толстый (газ, в котором учитывается поглощение излучения плазмой, которое потом переизлучается в том числе и на тело аппарата).

При этом пока происходит наращивание скорости ЛА, взаимодействие газовой среды с областями критических точек приводит к образованию тонких ударных волн, позади которых плотность увеличивается, что соответствует уменьшению объёма пограничного слоя благодаря сохранению массы. В результате этого и роста внутренней энергии и температуры вязких течений, сформировавшихся при скоростях больших 3 М, пограничный слой на поверхности аппарата начинает расти и сливаться с тонким слоем ударной волны вблизи носка, образуя вязкий ударный слой. В этом слое происходит переход от ламинарного в турбулентное течение потока газа. Однако высокотемпературный поток в лобовой области критических точек вызывает нагревание газа до очень высоких температур. В результате перед носком аппарата образуется плазма. Высокие температуры, в свою очередь, создают неравномерные химические свойства потока, которые заключаются в диссоциации и рекомбинации молекул газа, ионизации атомов и химических реакциях в потоке и с поверхности аппарата. При этом высокая скорость полёта условно разграничивает области поверхности аппарата так, что чем ближе рассматриваемая зона поверхности к области критических точек, тем меньше вероятность того, что эти процессы будут в ней успевать происходить. Высокая скорость также частично смещает или даже вытесняет тонкие ударные волны и тонкий пограничный слой за пределы критических областей на носке аппарата. В результате можно представить, что гиперзвуковое движение происходит за пределами критических точек максимально близко к тому, как оно описывается в критериях подобия, применяемых в аэродинамических трубах, но сами критические области успевают взаимодействовать преимущественно только с плазмой перед носком аппарата. Следовательно, если мы рассматриваем такую область критических точек, которая в своих линейных размерах столь мала, что практически стремится к одной точке или небольшой пластинке, то можно считать, что волны неустойчивости тонкого пограничного слоя, высокотемпературный поток и ударные волны в этих областях имеют крайне слабое влияние.

Данное упрощение модели подтверждается ещё и тем, что с ростом скорости влияние излучения плазмы на аппарат становится всё более существенным, так как остальные физические и химические процессы успевают происходить лишь далеко позади за аппаратом, а не только вне области его критических точек. Из чего следует, что взаимодействие со средой в областях критических точек и на остальной поверхности тела происходит по разным физическим принципам. Ламинарный подслон и турбулентные течения в критических областях не успевают сформироваться, либо оказывают крайне слабое влияние по сравнению с давлением и излучением от плазмы, образующейся перед движущимся телом. Следовательно, чем меньше размер рассматриваемой в эксперименте области критических точек, тем раньше будет проявляться преобладание в этой области лучевой составляющей нагружения по сравнению с остальными проявлениями свойств гиперзвукового движения. Таким образом, остальными габаритами ЛА в рамках рассматриваемой физико-математической модели можно пренебречь и рассматривать критические области, как небольшого размера пластинки, которые движутся в молекулярной среде и совершают работу проталкивания сквозь неё. При этом средний молекулярный пробег рассматриваемой среды будет сопоставим с габаритами данных критических областей и много больше их линейных размеров.

В случае, когда средний пробег между молекулами газа велик по сравнению с линейными размерами движущегося тела течение вокруг него будет свободным молекулярным. В таких течениях влиянием тела на распределение скоростей беспорядочного теплового движения молекул можно пренебречь, а поэтому можно принять, что в окружающей газовой среде имеет место распределение скоростей Максвелла

$$f_0 = A * e^{-\frac{(u_\alpha - \bar{u}_\alpha) * (u_\alpha - \bar{u}_\alpha) * m}{2 * k * T}},$$

$$A = \left(\frac{m}{2 * \pi * k * T}\right)^{\frac{3}{2}}.$$

При этом скорость дрейфа $\bar{u}_\alpha = v_\alpha$ равна скорости полёта с обратным знаком. Таким образом, мы будем рассматривать происходящие явления в системе координат, связанной с самим телом.

Предположим, что ось x_1 направлена нормально к элементу поверхности тела. Полное число молекул, ударяющихся в единицу времени об единичный элемент площади в данной точке поверхности тела, будет:

$$n = v * A * \int_{-\infty}^0 du_1 * \int_{-\infty}^{+\infty} du_2 * \int_{-\infty}^{+\infty} e^{-h*(u_\alpha - v_\alpha)*(u_\alpha - v_\alpha)^m} * u_1 du_3.$$

Пределы интегрирования от $-\infty$ до 0 по переменной u_1 выбраны потому, что молекулы, имеющие положительные скорости u_1 в направлении оси x_1 , являющейся внешней нормалью к поверхностям в данном месте, очевидно, не будут испытывать соударения со стенкой тела.

Интеграция выражения дает:

$$n = v * \left\{ \frac{\bar{c}}{2*\sqrt{\pi}} e^{-hmv_1^2} + \frac{v_1}{2} [1 + \operatorname{erf}(v_1 * \sqrt{h * m})] \right\},$$

Где

$$\operatorname{erf}(t) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^t e^{-x^2} dx,$$

$$\bar{c} = \frac{1}{\sqrt{h*m}}.$$

Поток массы к стенке тела соответственно будет:

$$q_i = m * n.$$

В результате для расчета напряжения на поверхности тела, создаваемого ударами молекул об стенку тела, мы получим:

$$(\tau_{1\alpha})_i = \rho * \left(\frac{h*m}{\pi} \right)^{\frac{3}{2}} * \int_{-\infty}^0 du_1 \int_{-\infty}^{+\infty} du_2 \int_{-\infty}^{+\infty} u_1 * u_\alpha * e^{-h*m(u_\alpha - v_\alpha)^2} du_3,$$

Положив в этом соотношении $u_\alpha = u_1$ и произведя интегрирование, получим давление, создаваемое ударами этих молекул:

$$(\tau_{11})_i = P_i = \frac{\rho*v_1*\bar{c}}{2} e^{-\frac{v_1^2}{\bar{c}^2}} + \left(\frac{\rho\bar{c}^2}{4} + \frac{\rho*v_1^2}{2} \right) * \left[1 + \operatorname{erf}\left(\frac{v_1}{\bar{c}}\right) \right],$$

Уравнение становится особенно простым для двух предельных случаев: $v = 0$ и $v \gg \bar{c}$.

В первом случае

$$P_i = \frac{1}{4} \rho (\bar{c})^2.$$

Эта половина давления, создаваемая покоящимся газом на стенку, так как при расчете его не было учтено количество движения, сообщаемое стенкам при отражении газовых молекул.

Для $v \gg \bar{c}$ когда $v_1 = v$, давление от ударяющих молекул

$$P_i = \rho \left(\frac{1}{2} \bar{c}^2 + v^2 \right).$$

Касательное напряжение $(\tau_{12})_i$ получится, если в $(\tau_{1\alpha})_i$ положить $u_\alpha = u_2$. Тогда

$$(\tau_{12})_i = \frac{\rho v_2 \bar{c}}{2} e^{-\frac{v_1^2}{\bar{c}^2}} + \frac{\rho v_1 v_2}{2} * \left[1 + \operatorname{erf}\left(\frac{v_1}{\bar{c}}\right) \right].$$

Если обозначить через $(\tau_{12})_r$ касательное напряжение на стенке, возникшее вследствие отражения молекул от стенки, то при зеркальном отражении их

$$(\tau_{12})_r = -(\tau_{12})_i$$

и, следовательно, полная тангенциальная сила на единицу поверхности стенки

$$\tau_{12} = (\tau_{12})_i + (\tau_{12})_r = 0.$$

В случае диффузного отражения

$$(\tau_{12})_r = 0$$

и соответственно

$$\tau_{12} = (\tau_{12})_i.$$

Давление P_r , обусловленное диффузным отражением, можно подсчитать через $(\tau_{1\alpha})_i$, положив в ней $v_\alpha = 0$ и заменив h на

$$h' = \frac{1}{2 * R * T'}$$

где T' — эффективная температура, входящая в соотношение аккомодации $T' - T = \alpha(T_\omega - T)$.

Такого рода вычисление дает:

$$P_r = \frac{1}{4} \rho \bar{c}'^2 = \frac{\rho}{2} R * T'.$$

По n и q_i поток массы диффузно отраженных молекул будет:

$$q_r = \rho \frac{\bar{c}'}{2 * \sqrt{\pi}}.$$

Следовательно,

$$P_r = \frac{1}{2} \sqrt{\pi} * \bar{c}' q_r.$$

Но, очевидно, поток массы отраженных молекул равен потоку массы падающих молекул, поэтому в предыдущем выражении можно заменить q_r на q_i , определяемое через n и $q_i = m * n$. Поэтому

$$P_r = \frac{\sqrt{\pi} \rho * \bar{c}'}{2} \left\{ \frac{\bar{c}'}{2 * \sqrt{\pi}} e^{-\frac{v_1^2}{\bar{c}'^2}} + \frac{v_1}{2} * \left[1 + \operatorname{erf}\left(\frac{v_1}{\bar{c}'}\right) \right] \right\}.$$

Если теперь, предположить, что S — доля молекул, отражающихся диффузно, а $(1 - S)$ — зеркально, то полное давление

$$P = (2 - S) * P_i + S * P_r.$$

Полное же касательное напряжение учитывая, что

$$\int_0^{\infty} f * u_1 * u_2 d\omega - (1 - S) * \int_0^{\infty} f * u_1 * u_2 d\omega = 0$$

Будет:

$$\tau_{12} = (\tau_{12})_i - (1 - S) * (\tau_{12})_i + (\tau_{12})_r * S = S * (\tau_{12})_i$$

В полученные выше уравнения можно ввести число M при помощи формул:

$$\frac{v}{\bar{c}} = M \sqrt{\frac{\gamma}{2}}; \quad \frac{v}{\bar{c}'} = M \frac{\bar{c}'}{\bar{c}} \sqrt{\frac{\gamma}{2}}$$

Выведенные выше формулы применимы для пластинки с углом атаки θ , плоскость которой перпендикулярна к оси x_1 , а скорость составляет угол θ с

осью x_2 . Тогда в предыдущие формулы надо ввести $v_1 = v * \sin \theta$ и $v_2 = v * \cos \theta$.

Формулы применимые для расчета τ_{12} и $\frac{v}{c}$ в комбинации с $(\tau_{11})_i$ и P_r позволяют найти коэффициенты подъемной силы C_y и сопротивления C_x . Если предположить полную диффузию отражения ($S = 1$) и ввести число M при помощи подстановки $\frac{v}{c}$ и $\frac{v}{c'}$, то

$$C_y = \sqrt{\frac{2*\pi}{\gamma}} * \frac{1}{M} * \frac{\bar{c}'}{\bar{c}} * \sin \theta * \cos \theta + \frac{2}{M^2 \gamma} \cos \theta * \operatorname{erf}(\sqrt{\frac{\gamma}{2}} M * \sin \theta),$$

$$C_x = \sqrt{\frac{8}{\gamma}} * \frac{1}{M} e^{-\frac{\gamma}{2} * M^2 * \sin^2 \theta} + \sqrt{\frac{2*\pi}{\gamma}} * \frac{1}{M} * \frac{\bar{c}'}{\bar{c}} \sin^2 \theta + 2 * \left(\frac{1}{\gamma * M^2} + 1\right) * \sin^2 \theta * \operatorname{erf}(\sqrt{\frac{\gamma}{2}} M * \sin \theta).$$

Весьма существенным фактором при полете тел в разреженных газах является равновесная температура их поверхности. Эта температура характеризует величину так называемого «теплового барьера». Для пластинки формулу для расчета ее при целом ряде упрощающих предположений вывел Зенгер. Он исходил из баланса энергии на поверхности пластинки, считая, что поток энергии от газа на пластинку E_i равен при тепловом равновесии энергии, испускаемой пластинкой излучением E_s и отраженными молекулами E_r . Таким образом,

$$E_s = E_i - E_r.$$

Обозначим далее через ε_n , ε_b и ε_k энергию беспорядочного теплового движения, приходящуюся на единицу массы газа на степени свободы поступательного, вращательного и колебательного движений. Принимается, что коэффициент диффузии отражения $S=1$. Потoki энергии, входящие в выражение энергетического баланса E_s , определяются соотношениями

$$E_i = q_i \left(\frac{1}{2} v^2 + \varepsilon_{in} + \varepsilon_{ib} + \varepsilon_{ik} \right),$$

$$E_r = q_i (\varepsilon_{rn} + \varepsilon_{rb} + \varepsilon_{rk}),$$

где q_i — поток массы на стенку, определяемый n и $q_i = m * n$. Энергии E_r , вообще говоря, относятся к некоторым температурам аккомодации T' , определяемым соотношениями вида $T' - T = \alpha(T_\omega - T)$. Зенгер полагает

$\alpha = 1$ для энергий поступательного и вращательного движений.
Следовательно,

$$\varepsilon_{rn} = \varepsilon_{\omega n}; \varepsilon_{rb} = \varepsilon_{\omega b},$$

где индексом ω отмечаются энергии, отнесенные к температуре стенки T_{ω} .
Для энергии колебаний принимается $\alpha = 0$, что согласно $T' - T = \alpha(T_{\omega} - T)$ обозначает, что E_{rk} должно быть отнесено к температуре T в потоке газа, т. е.

$$E_{rk} = E_{ik}.$$

Таким образом, соотношение для E_r запишется в виде

$$E_r = q_i(\varepsilon_{\omega n} + \varepsilon_{\omega b} + \varepsilon_{ik}).$$

Подставляя выражения E_i и E_r в E_s , получим:

В конкретном случае азота и кислорода можно положить, обозначая через R_y газовые постоянные, отнесенные к единице массы:

$$\varepsilon_n = \frac{2}{3} * R_y * T; \quad \varepsilon_b = R_y * T.$$

Тогда по последнему уравнению для E_s получим выражение:

$$E_s = q_i * \left(\frac{1}{2} v^2 + \frac{5}{2} R_y * (T - T_{\omega}) \right).$$

И по закону Стефана-Больцмана:

$$E_s = a * \sigma * T_{\omega}^4,$$

где a — коэффициент поглощения лучистой энергии материала поверхности тела, а σ — постоянная Стефана — Больцмана для теплового излучения абсолютно черного тела.

Согласно этим формулам, находятся необходимые точки на графике, показанном на фиг. 8., где начальная температура $T=300^{\circ}\text{K}$ (27°C), плотность воздуха $\rho = 101,5 * 10^{-9} \text{ кг*сек}^2/\text{м}^4$. Отношение этой плотности к плотности при нормальных условиях составляет $0,802 * 10^{-6}$, что соответствует высоте в 90 км, и среднему пробегу примерно 8,8 см. Воздух считается состоящим из 14% кислорода и 86% азота. Коэффициент лучистого поглощения вещества пластинки $a = 0,8$. Поток массы на стенку $q_i = m * n$ (масса

на количество столкнувшихся со стенкой частиц газа). Газовая постоянная $R_y=8,314 \cdot 10^3$ Дж.

При скорости полёта тела в статическом газе $v_2=v \cdot \cos \theta=2$ М, температуре стенки $T_\omega=140$ К и угле атаки $\theta = 21^\circ$ найдём поток массы на стенку.

$$a \cdot \sigma \cdot T_\omega^4 = q_i \cdot \left(\frac{1}{2} v^2 + \frac{5}{2} R_y \cdot (T - T_\omega) \right);$$

$$0,8 \cdot 5,67 \cdot 10^{-8} \cdot 140^4 = q_i \left(\frac{4}{2 \cdot (\cos(-21))^2} + \frac{5}{2} \cdot 8,314 \cdot 10^3 \cdot (300 - 140) \right);$$

$$q_i = \frac{17,4254976}{2,2947+3325600} = 5,2398 \cdot 10^{-6}.$$

Проверка:

$$0,8 \cdot 5,67 \cdot 10^{-8} \cdot 140^4 = 5,2398 \cdot 10^{-6} \left(\frac{4}{2 \cdot (\cos(-21))^2} + \frac{5}{2} \cdot 8,314 \cdot 10^3 \cdot (300 - 140) \right);$$

$$17,42549=17,42549;$$

$$E_S = E_S.$$

$$A) T_\omega = \sqrt[4]{\frac{E_S}{a \cdot \sigma}} = \sqrt[4]{\frac{17,42549}{0,8 \cdot 5,67 \cdot 10^{-8}}} \approx 140K;$$

Б)

$$T_\omega = \frac{2 \cdot \left(\frac{q_i}{2} v^2 + \frac{5}{2} q_i R_y T - E_S \right)}{5 q_i R_y} =$$

$$\frac{2 \cdot \left(5,2398 \cdot 10^{-6} \cdot \frac{2}{(\cos(-21))^2} + 2,5 \cdot 5,2398 \cdot 10^{-6} \cdot 8,314 \cdot 10^3 \cdot 300 - 17,42549 \right)}{5 \cdot 5,2398 \cdot 10^{-6} \cdot 8,314 \cdot 10^3} = \frac{30,4946}{0,2178} = 140K;$$

При скорости полёта тела в статическом газе $v_2=v \cdot \cos \theta=10$ М, температуре стенки $T_\omega=500$ К и угле атаки $\theta = 7^\circ$ найдём поток массы на стенку. Заметим, что при гиперзвуковых скоростях теплопроводность, а соответственно и температура, образовавшейся из газа плазмы резко возрастает, так что будем считать T так же равным 500 К.

$$a \cdot \sigma \cdot T_\omega^4 = q_i \cdot \left(\frac{1}{2} v^2 + \frac{5}{2} R_y \cdot (T - T_\omega) \right);$$

$$0,8 \cdot 5,67 \cdot 10^{-8} \cdot 500^4 = q_i \left(\frac{100}{2 \cdot (\cos 7)^2} + \frac{5}{2} \cdot 8,314 \cdot 10^3 \cdot (500 - 500) \right);$$

$$q_i = \frac{2835}{50,7538+0} = 55,85788.$$

Проверка:

$$0,8 * 5,67 * 10^{-8} * 500^4 = 55,85788 \left(\frac{100}{2 * (\cos 7)^2} + \frac{5}{2} * 8,314 * 10^3 * (500 - 500) \right);$$

$$2835 = 2835;$$

$$E_S = E_S.$$

$$A) T_\omega = \sqrt[4]{\frac{E_S}{a * \sigma}} = \sqrt[4]{\frac{2835}{0,8 * 5,67 * 10^{-8}}} \approx 140K;$$

$$B) T_\omega = \frac{2 * \left(\frac{q_i v^2}{2} + \frac{5}{2} q_i R_y T - E_S \right)}{5 q_i R_y} = \frac{2 * \left(55,85788 * \frac{50}{(\cos 7)^2} + 2,5 * 55,85788 * 8,314 * 10^3 * 500 - 2835 \right)}{5 * 55,85788 * 8,314 * 10^3} = \frac{2 * (2835 + 1250 * 55,85788 * 8,314 * 10^3 - 2835)}{5 * 55,85788 * 8,314 * 10^3} = 500K;$$

На фиг. 8 показаны результаты расчета физико-математической модели для разных углов атаки, величина которых в градусах указана непосредственно на рисунке при каждой кривой.

Практические расчеты показывают необходимые тепловые и силовые характеристики для создания нового комплекса на базе «УМАН-6», представленного данным изобретением. Основной целью проектируемой испытательной установки является обеспечение предварительных испытаний критических точек модели на земле при моделировании расчётной температуры и давления торможения при перемещении ЛА в невозмущённой среде на различных высотах. Вычисления производятся в соответствии с новой моделью работы вытеснения $dPV = PdV + VdP$, состоящей из суммы работы по расширению телом невозмущенной среды и работой проталкивания, совершаемой телом в среде. Расчеты, проведённые профессором Лапушкиным В. Н., старшим преподавателем Мининым Н. В. и повторенные автором, показывают параметры по температуре в критических точках ОИ в зависимости от скорости полёта при различных высотах от 10 до 300 км и глубинах разрежения вытесняемой среды. За основу была взята физико-математическая модель поведения тела при гиперзвуковых скоростях, выведенная при целом ряде упрощающих предположений Зенгером для пластинки. Впоследствии эта модель была приведена в монографии М. Ф. Широкова «Физические основы газодинамики». Данная модель справедлива только в случае, если принимается, что тело ОИ не

влияет на набегающий поток, и аэродинамический нагрев и точечное нагружение критических точек могут быть условно смоделированы на основе кинетической теории газов и классического распределения Максвелла. Таким образом, можно выделить влияние лучистой составляющей аэродинамического нагрева на областях критических точек при гиперзвуковых скоростях и провести исследование её влияния на ОИ. А для частичного моделирования турбулентного и ламинарного течений на поверхностях движущегося тела за пределами критических областей в заявленном изобретении применяется подвижное сопло (или несколько сопел), которое обдувает ОИ потоком газа высокого давления. Нагрев данной газовой смеси происходит за счёт лучевой энергии от секций нагревательных элементов и соударения частиц газа с поверхностью ОИ. В результате были получены актуальные требования по тепловым воздействиям начальные условия стабилизации для которых $+ 25 \pm 5^{\circ} \text{C}$.

В зависимости от времени нарастания температуры до максимального значения и длительности воздействия температуры с максимальным уровнем в одном полете, можно выделить три режима теплового нагружения:

- 1) режим длительного температурного воздействия от $+ 35$ до $+ 150^{\circ} \text{C}$ с незначительными или малыми силовыми нагрузками в критических точках (возможно применения обдува зон ОИ за пределами критической области);
- 2) максимальные значения силовых нагрузок и температуры в режиме термического удара до $+ 1500^{\circ} \text{C}$ (или выше при необходимости) в критических точках и до более $+ 600^{\circ} \text{C}$ на остальной поверхности конструкции испытуемого объекта (при этом для учёта скачков уплотнения-разряжения и механического нагружения на поверхности за пределами критических областей ОИ обдувается газом высокого давления), далее естественное охлаждение;
- 3) режим стоянки от $+ 25^{\circ}$ до $+ 60^{\circ} \text{C}$ без силовых нагрузок.

При этом максимальная скорость нагрева до 20°C в сек. на всей поверхности ЛА может существенно возрастать в его критических точках и прилегающей к ним конструкции тела в момент термического удара.

Современные требования по времени действия для режима длительного нагрева до 6 часов, а для режима теплового удара до 75 сек. Однако для исследования длительного влияния лучистой составляющей гиперзвукового нагрева на такие детали, как, например, лопатки газотурбинного реактивного двигателя, режим теплового удара может быть существенно увеличен по времени. В этом случае необходимо дополнительно производить расчёт температуры конструкции стенда и в особенности гибкого концентратора, в котором закаченный газ, применяющийся для создания необходимой кривизны отражения и фокусного расстояния, необходимо также дополнительно охлаждать во избежание перегрева зеркальной поверхности отражателя и повреждения конструкции заполненных газом камер, формирующих необходимую кривизну. При увеличении длительности режима теплового удара также следует учитывать дополнительные нагрузки на систему обдува ОИ газом высокого давления и на систему вакуумирования, которой придётся откачивать из вакуумной камеры излишки горячего воздуха, которые могут влиять на эксперимент при времени моделирования теплового удара меньшем или равном 75 секундам.

Исследование заданных режимов длительного температурного воздействия и температурного удара с динамическими нагрузками, действующими на модель в области критических точек, проводятся в газовой среде, приближенной к реальной эксплуатации изделия. При этом эксперимент может повторяться для различных смесей газов, так как процессы диссоциации, ионизации и рекомбинации, а также химические реакции – при больших (порядка гиперзвуковых) скоростях – могут не успевать завершаться в области соответствующих элементов ЛА, так что в реальных условиях не будет достигнуто и термодинамическое равновесие. Хотя более точное моделирование химических и динамических процессов на стенке ОИ можно осуществить в аэродинамических трубах, заявленное изобретение позволяет проводить эксперимент для выявления лучевой составляющей аэродинамического нагрева в условиях различных газовых сред. При этом существующие исследования и проводимые эксперименты показывают, что лучевая составляющая нагрева при гиперзвуковом движении может оказывать основное температурное воздействие на аппарат и на его области критических точек, а химические реакции и физические процессы, возникающие на стенках летательного аппарата, частично моделируются за

счёт обдува газом высокого давления ОИ. Перед проведением эксперимента необходимо также учитывать, что конструкция системы вакуумирования может не успевать производить откачку излишка газа из вакуумной камеры при слишком интенсивном обдуве поверхности ОИ. Однако со схожими проблемами застаивания газа (что приводит к завершению физических и химических процессов, которые в реальных условиях не успевали бы происходить на поверхности аппарата) можно столкнуться и устройствах для моделирования гиперзвуковых условий полёта с помощью аэродинамической трубы.

Расчет скорости работы вакуумной системы и мощности вакуумного насоса целесообразно проводить в соответствии с тем, какая скорость истечения газа (зависящая от габаритных параметров сопла и давления в баллоне, созданном компрессором), обдувающего поверхность ОИ, необходима в производимом на стенде эксперименте. В натуральных условиях эта скорость может сильно колебаться относительно скорости движения тела в момент термического удара, так как с поверхностью за пределами критических областей соударяются частицы, которые находятся как в состоянии покоя, так и движущиеся с высокими скоростями, полученными в результате состоявшихся соударений с образовавшимися ударными волнами. В заявленном изобретении скорость истечения газа в системе обдува, состоящей из сопла, баллонов с барометром, компрессора и трубопроводов, регулируется за счёт создания в каждом баллоне необходимого давления и степени раскрытия клапана, расположенного в минимальном сечении сопла. Открытие данного клапана осуществляется системой управления заявленного изобретения, а конструкция позволяет регулировать диаметр пропускного отверстия, тем самым увеличивая или уменьшая минимальное сечение сопла и как следствие скорость истечения газа из него. Система управления также регулирует положения сопла, поворачивая его так, чтобы смоделировать угол между потоком газа, испускаемого соплом, и поверхностью ОИ так, как того требует эксперимент, и переключает трубопровод сопла для его связи с одним из баллонов в зависимости от того, какое необходимо давление.

Расчет оказываемых на критические точки ОИ динамических и тепловых нагрузок производится по формулам физико-математической модели, представленной выше.

Для изобретения так же произведён расчет мощности для системы охлаждения рефлекторов нагревательных блоков и отражателя, а так же прочностной расчет рефлектора.

***Расчет мощности насоса системы водяного охлаждения для
нагревательного блока.***

Исходные данные:

$Q_0 = 2,20$ (кВт) - количество тепла, воспринятое рефлектором от одной ИК – лампы;

$Q_2 = 22,00$ (кВт) = 22 000 (Вт) - количество тепла, воспринятое рефлектором от десяти ИК -лампы (для стационарного режима);

$T_0 = 20^0$ С – начальная температура воды;

$\rho = 998$ (кг/м³) - плотность воды при 20⁰ С и давлении $P = 1$ атм;

$C_p = 1000$ (Дж/кг· град С) – удельная теплоемкость воды при 20⁰ С и давлении $P = 1$ атм [14];

Для режима теплового удара (1):

$\Delta T_1 = 1500 - 20 = 1480^0$ С – температура поверхности рефлектора, без охлаждения;

$\tau_{11} = 75$ (сек) – длительность теплового удара;

$\tau_{12} = 228$ (сек) – длительность естественного охлаждения;

Для стационарного режима совместного полета (2):

$\Delta T_1 = 120 - 20 = 100^0$ С – температура поверхности рефлектора, без охлаждения;

Воспроизведение дополнительного увеличения давления за счет преодоления трения в подводящих трубках в рамках данного проекта не рассматривается.

Расчет:

Количество тепла, отводимого системой охлаждения от десяти ИК - ламп, определяется:

$$Q = G C_p T;$$

Построим примерный график изменения температуры на поверхности объекта от времени нагрева, выполненный на фигуре 10.

Вычислим площадь фигуры, ограниченной функцией изменения температуры от времени (параболы) и прямой $y = 20$ (начальные условия).

Общее уравнение для параболы имеет вид:

$$y = a x^2 + 2 b x + c;$$

Напишем уравнение параболы для теплового удара:

$$y = 20, \quad x_1 = 0, \quad x_2 = 114;$$

$$y = 1500, \quad x = 75;$$

$$20 = 0^2 a + 2b \cdot 0 + c;$$

$$c = 20;$$

$$20 = 114^2 a + 2 \cdot 114 b + 20;$$

$$1500 = 75^2 a + 2 \cdot 75 b + 20;$$

$$228 b = - 12996 a;$$

$$b = - 57 a;$$

$$1500 = 5625 a + 150 \cdot (- 57 a) + 20;$$

$$5625 a - 8550 a = 1500 - 20;$$

$$- 2925 a = 1480;$$

$$a = -0,5;$$

$$b = 28,8;$$

$$y = -0,5 x^2 + 28,8 x + 20;$$

$$y = 20;$$

$$-0,5 x^2 + 28,8 x + 20 = 20;$$

$$-0,5 x^2 + 28,8 x = 0;$$

$$x (-0,5 x + 28,8) = 0;$$

$$x_1 = 0, \quad -0,5 x = -28,8;$$

$$x_2 = 57,68;$$

Для вычисления искомой площади воспользуемся формулой:

$$S = 1/2 \int_0^{30} [f_2(x) - f_1(x)] dx ;$$

где функции $f_1(x)$ и $f_2(x)$ ограничивают фигуру соответственно снизу и сверху,

$$\text{в данной задаче } f_1(x) = 20, \quad f_2(x) = -0,5 x^2 + 28,8 x + 20;$$

$$S_1 = 1/2 \int_0^{75} [(-0,5x^2 + 28,8x + 20) - 20] dx = 1/2 \int_0^{75} (-0,5x^2 + 28,8x) dx =$$

$$1/2 (-0,5/3 \cdot 75^3 + 14,4 \cdot 75^2) - 0 = 1/2 (81000 - 70312,5) = 5343,75 \text{ (м}^2\text{)};$$

Напишем уравнение параболы для естественного охлаждения:

$$y = 1500, \quad x = 75;$$

$$y = 20, \quad x_1 = -114, \quad x_2 = 228;$$

$$1500 = 75^2 a + 2 \cdot 75 b + c;$$

$$20 = (-114)^2 a + 2 \cdot (-114) b + c;$$

$$20 = 12996 a - 228 b + c;$$

$$b = 0;$$

$$c = 20 - 12996 a;$$

$$1500 = 5625 a + 20 - 12996 a;$$

$$7371 a = -1480;$$

$$a = -0,2;$$

$$c = 20 + 12996 \cdot 0,2;$$

$$c = 2619,2;$$

$$y = -0,2 x^2 + 2619,2;$$

$$y = 20;$$

$$-0,2 x^2 + 2619,2 = 20;$$

$$x^2 = 12996;$$

$$x_1 = 114, \quad x_2 = -114;$$

в данной задаче $f_1(x) = 20$, $f_2(x) = -0,2 x^2 + 2619,2$;

$$S_2 = \frac{1}{2} \int_{-114}^{114} [(-0,2x^2 + 2619,2) - 20] dx = \frac{1}{2} \int_{-114}^{114} (-0,2x^2 + 2599,2x) dx$$

$$= \frac{1}{2} [(-0,2/3 \cdot 114^3 + 2599,2 \cdot 114) - (-0,2/3 \cdot (-114)^3 + 2599,2 \cdot (-114))] = \frac{1}{2} [(-98769,6 + 296308,8) - (98769,6 - 296308,8)] = 197539,2 \text{ (м}^2\text{)};$$

$$3. Q_l = S = S_1 + S_2 = 5343,75 + 197539,2 = 202882,95 \text{ (Вт)};$$

$$4. S = S_{экв};$$

Для упрощения будем считать, что:

$$Q_l = Q_{экв} = 202882,95 \text{ (Вт)};$$

5. Эквивалентная температура (Фигура 11).

$$T_3 = Q_{\text{экв}} / \tau;$$

где τ – длительность режима 1;

$$\tau = \tau_{11} + \tau_{12};$$

$$\tau = 75 + 153 = 228 \text{ (сек)};$$

$$T_3 = Q_{\text{экв}} / \tau = 202882,95 / 228 = 889,8375^0 \text{ C};$$

6. Секундный массовый расход воды:

$$G = Q / (C_p T);$$

1). Секундный массовый расход воды для режима 1:

$$G_1 = Q_1 / (C_p T_1);$$

$$G_1 = 202882,95 / (1000 \cdot 889,8375) = 0,228 \text{ (кг/с)};$$

2). Секундный массовый расход воды для режима 2 (стационарного):

$$G_2 = Q_2 / (C_p T_2);$$

$$G_2 = 22000 / (1000 \cdot 100) = 0,22 \text{ (кг/с)};$$

7. Диаметр трубопровода рассчитывается из уравнения неразрывности:

$$d = \sqrt{(4 G / \rho \pi v)};$$

где v – допустимая скорость движения жидкости (для воды $v = 5 \div 7$ м/с);

$$d = 6,5 \text{ (мм)} = 0,0065 \text{ (м)};$$

Пересчитываем скорость для 1 режима:

$$v = G_1 / (d^2 \rho \pi);$$

$$v = 4 \cdot 0,228 / (0,0065^2 \cdot 998 \cdot 3,14) = 6,9 \text{ (м/с)};$$

Пересчитываем скорость для 2 режима:

$$v = G_2 / (d^2 \rho \pi);$$

$$v = 4 \cdot 0,22 / (0,0065^2 \cdot 998 \cdot 3,4) = 6,71 \text{ (м/с)};$$

8. Для концентратора, 9 рефлекторов и 6 колец соответственно секундный массовый расход воды системы охлаждения:

$$G_{\Sigma} = G_{max} + 9 \cdot 6 \cdot G_{max} = 0,228 + 9 \cdot 6 \cdot 0,228 = 12,54 \text{ (кг/с)} = 12,54 \text{ (л/с)};$$

9. Мощность насоса системы водяного охлаждения:

$$N = G_{\Sigma} \cdot H / \eta;$$

Выходное и номинальное выходное давление определяют требуемый напор насоса:

$$H = (P_{вых} - P_{вх}) / \rho, \text{ где}$$

$$\eta = 0,95 \text{ – кпд насоса};$$

Обычно для насосов водяного охлаждения считают, что

$$\Delta P = 1,188 \text{ (МПа)} = 1188000 \text{ (Па)};$$

$$H = 1188000 / 998 = 1190 \text{ (Дж/кг)};$$

$$N = 12,54 \cdot 1190 / 0,95 = 15708 \text{ (Вт)} = 15,708 \text{ (кВт)};$$

Принимаем, что потребная мощность N должна быть не менее 15,708 кВт.

Расчет прочности нагревательного блока от внутреннего водяного давления.

Исходные данные:

Максимальная температура нагрева рефлектора без охлаждения:

$$T_{max} = 1500^0 \text{ С};$$

Давление воды, охлаждающей внутреннюю рубашку рефлектора:

$$\Delta P = 1,188 \text{ (МПа)} = 1188000 \text{ (Па)} = 11880000 \text{ (дина/см}^2\text{)} = 118,8 \text{ (Н)};$$

Толщина стенки рефлектора:

$$h = 5 \text{ (мм)} = 0,5 \text{ (см)};$$

Длина поверхности внутренней рубашки охлаждения рефлектора, находящаяся под давлением водной среды:

$$l = 293 \text{ (мм)} = 29,3 \text{ (см)};$$

Материал рефлектора – Ал 34 ГОСТ 1583-93;

$$\sigma_{\text{пред.}} = 22 \text{ (гс/мм}^2\text{)} = 2,2 \text{ (кгс/см}^2\text{)} - \text{предел прочности для алюминия [23]};$$

Расчет проводится по наиболее "слабому" месту в конструкции узла.

Расчет:

Уравнение реакции опор составляется по эпюрам изгибающей нагрузки Q_y и изгибающего момента M_z стенки рефлектора (фигура 11).

Уравнение реакции опор:

$$\sum y = 0;$$

$$2R - P = 0;$$

$$R = 0,5 P;$$

Уравнение моментов:

$$\sum M_0 = 0;$$

$$2 R \cdot l - P \cdot l = 0;$$

$$R = 0,5 P;$$

Изгибающая нагрузка:

$$Q_y = 0,5 \cdot 0,5 P \cdot l = 0,25 P \cdot l;$$

Изгибающий момент:

$$M_z = \int_0^{118,8} 0,5P(l)dP(l) = 0,25 \cdot P^2;$$

Расчетное предельное напряжение:

$$\sigma_p = M_z \cdot h / Q_y = M_z \cdot h / Q_y = 0,25 \cdot P^2 \cdot h / (0,25 P \cdot l) = 0,25 \cdot (118,8)^2 \cdot$$

$$\cdot 0,5 / (0,25 \cdot 118,8 \cdot 29,3) = 2,027 \text{ (кгс/см}^2\text{)};$$

Коэффициент запаса прочности для алюминия:

$$k = \sigma_{\text{пред.}} / \sigma_p = 2,2 / 2,027 = 1,085;$$

Краткое описание чертежей.

- 1) Вертикальная компоновка стенда.
 1. Регуляторы напряжения типа РНТТ;
 2. Секции нагревательных модулей;
 3. Полу-бесконечный калориметр для определения температуры на поверхности ОИ;
 4. Вибрационный акселерометр типа 4343;
 5. АСУ «Термис» или компьютер;
 6. Датчики температуры типа ХК-0,2 внутри изделия;
 7. Прибор автоматический следящего уравнивания типа КСП-4;
 8. Предусилитель;
 9. Анализатор;
 10. Задающее устройство;
 11. Усилитель мощности;
 12. Синхронизатор на базе РУР крейта КАМАК;
 13. Электродинамический вибратор типа «Элин»;
 14. Весовой механизм;
 15. Набор грузов для балансировки объекта испытаний;
 16. Пирометры;
 17. Шток;
 18. Область критического нагрева ОИ (фокус отражателя 21);

19. Жаропрочное прозрачное в ИК диапазоне стекло из кремния, алмаза, германия или халькогенидного стекла;
20. Устройство для закрепления стекла с датчиком давления;
21. Гибкий отражатель с зеркальной поверхностью с заданной кривизной из свежесажженного алюминия с защитным покрытием из моно окиси кремния;
22. Защитная подвижная шторка;
23. Двигатель на электромагнитах;
24. Баллоны с газовой смесью;
25. Двигатель соленоида;
26. Система вакуумирования;
27. Объект испытаний;
28. Вакуумная камера;
29. Набор датчиков для определения уровня вакуума и концентрации газовой смеси;
30. Компрессор для создания газа высокого давления
31. Сопло для выпуска газовой струи.
- 2) Горизонтальная компоновка стенда.
- 3) Схема креплений ламп нагрева в секциях нагревательных модулей при горизонтальной компоновке стенда.
32. Основание тележки;
33. Нагревательный блок;
34. Колёса тележки;
35. Поддерживающий раму домкрат;
36. Крепление, соединяющее вал нагревательного блока с силовой рамой;
37. Поверхность пола испытательной установки;
38. Рама для крепления нагревательных блоков;
39. Кабель, передающий данные об объекте испытания.
- 4) Схема креплений ламп нагрева и полусферический отражатель при горизонтальной компоновке (вид сбоку).

- 5) Схема креплений ламп нагрева, полусферического отражателя и объект испытаний при горизонтальной компоновке.
 40. Запирающее устройство;
 41. Крепление полусферического отражателя к тележке;
 42. Рельсы или углубления в полу для прокатывания тележки;
 43. Крепление силовой рамы к тележке.
- 6) Схема крепления ламп нагрева и полусферический отражатель при вертикальной компоновке.
 44. Поддерживающий раму вал;
 45. Запирающее устройство;
 46. Опора для секций нагревательных модулей и полусферического отражателя;
 47. Система противовесов опоры.
- 7) Схема креплений ламп нагрева без установки отражателя при вертикальной компоновке (вид сверху).
- 8) График зависимости температуры критических точек тела от скорости, выраженной числами Маха, для высоты 90 км над поверхностью Земли.
- 9) Схема расположения датчиков на объекте испытаний.
 48. Зоны наибольшего воздействия нагревательных модулей на объект испытания, соответствующие количеству этих модулей (в данном случае 6);
- 10) Графики для расчета мощности системы охлаждения.
- 11) Эпюры изгибающей нагрузки Q_y и изгибающего момента M_z стенки рефлектора.
- 12) Вертикальная компоновка стенда с гибким отражателем вне вакуумной камеры.
- 13) Горизонтальная компоновка стенда с гибким отражателем вне вакуумной камеры.

Осуществление изобретения.

Изобретение может быть выполнено в двух конфигурациях: горизонтальной (фигура 2) и вертикальной (фигура 1), каждая из которых представлена в дополнительных вариантах исполнения с отражателем (21) вне вакуумной камеры (28), в одну из стенок которой крепится при помощи устройства (20) стекло (19) (фигуры 12 и 13). Статически изобретение осуществляется следующими образами:

- 1) В горизонтальной компоновке изобретения, как показано на фигуре 2 в вакуумной камере (28), к которой подключены система вакуумирования (26), набор датчиков (29) и система обдува (24, 30, 31), установлены секции нагревательных модулей (2) и отражатель с заданной кривизной (21). Для удобства использования отражатель (21) и модули (2) размещены в камере (28) на тележках (32) и могут передвигаться по рельсам (42), а затем фиксироваться с помощью запирающего устройства (40). На тележке с отражателем (21) с помощью устройства с датчиками давления (20) закреплено жаропрочное прозрачное в ИК диапазоне стекло (19) и защитная шторка (22) между ними так, что фокусное расстояние (18) отражателя (21) и его аберрации расположены точно за стеклом (19), как это показано на чертежах. Защитная шторка (22) подключена к двигателю соленоида (25), который управляет её закрытием и открытием. За отражателем (21) установлены пирометры (16) так, чтобы при открытой шторке (22), они определяли температуру в фокусном расстоянии (18). На устройстве для закрепления стекла (20) также размещено поворачиваемое сопло (31), которое соединено трубопроводом с баллонами (24) и компрессором (30). Вместе с трубопроводом к соплу (31) проложен жгут от системы управления (5) для передачи управляющих сигналов на поворот сопла (31) и открытие/закрытие клапана внутри него (31). В случае необходимости обдува в процессе эксперимента ОИ (27) с разных сторон на устройстве (20) могут быть установлены дополнительные сопла (31). С противоположной от отражателя (21) стороны модулей (2) установлен поворотный толкатель (13) со сменным штоком (17). При этом сам толкатель (13) находится за пределами вакуумной камеры (28), а его шток (17) проходит через специальное отверстие в стенке или двери камеры

(28), позволяющее свободно двигаться штоку (17) и сохраняющее необходимый уровень герметичности внутри камеры (28). К поворотному толкателю (13) подсоединён весовой механизм (14), который управляется с помощью двигателя на электромагнитах (23) и наборов грузов (15). На безопасном расстоянии от испытательной установки находится система управления (5) и место оператора установки. В качестве системы управления (5) может быть использована доработанная аналоговая АСУ Термис, другая аналогичная ей АСУ, ЭВМ или персональный компьютер с соответствующим программным обеспечением. Система управления (5) подключается через синхронизатор (12) так, чтобы подавать сигналы управления регуляторам напряжения типа РНТТ (1), системе вакуумирования (26), поворачиваемому соплу (31) и задающему устройству (10). К АСУ (5) приходят данные обратной связи от групп датчиков температуры (6) типа ХК-0,2 внутри изделия (27), полу-бесконечных калориметров (3) для определения температуры на поверхности ОИ (27), вибрационного акселерометра типа 4343 (4), пирометров (16), датчиков давления в устройстве (20) и набора датчиков (29). Акселерометр (4) и датчики из устройства (20) подключены таким образом, чтобы данные с них так же шли через предусилитель (8) и анализатор (9) в задающее устройство (10), которое через усилитель мощности (11) посылает управляющие сигналы поворотному толкателю (13) и двигателю на электромагнитах (23) для регулирования воздействия. Для изменения напряжения и силы постоянного тока сигналов обратной связи перед предусилителем (8) устанавливается прибор автоматический следящего уравнивания типа КСП-4 (7).

- 2) Для заявленного изобретения возможен вариант горизонтальной компоновки с гибким отражателем (21) вне вакуумной камеры (28), как это показано на фигуре 13. В этом случае прозрачное в ИК диапазоне стекло (19) вмонтировано в стенку вакуумной камеры (28) при помощи устройства (20). В остальном этот вариант стенда аналогичен горизонтальной компоновке за исключением того, что гибкий отражатель (21) закрывает собой стекло (19) с внешней стороны вакуумной камеры (28). При этом вместе с отражателем (21) вне вакуумной камеры (28) находится шторка (22), двигатель соленоида

(25) и пирометры (16). В данном варианте горизонтальной компоновки внешние компоненты (16, 21, 22, 25) могут быть жестко закреплены на стене вакуумной камеры (28) вместе со стеклом (19), либо перемещаемыми на тележке (32) по дополнительным рельсам (42) вне вакуумной камеры (28). В целях безопасности оператора его место в данной конфигурации изобретения должно быть защищено от излучения, исходящего от стекла (19) дополнительной защитной стенкой, либо жестко закреплённым отражателем (21). Данный вариант горизонтальной компоновки позволяет уменьшить объём вакуумной камеры (28) и упрощает работу системы вакуумирования (26).

- 3) В вертикальной компоновке изобретения, как показано на фигуре 1, в вакуумной камере (28), к которой подключены система вакуумирования (26), набор датчиков (29) и система обдува (24, 30, 31), установлены секции нагревательных модулей (2) и отражатель с заданной кривизной (21) на специальную опору (46). Опора (46) поддерживается с помощью системы противовесов (47) и позволяет перемещать вверх и вниз по вертикальной оси отражатель (21) и каждую из секций модулей (2). Последующее закрепление на нужной высоте осуществляется при помощи запирающих устройств (45) для каждого поддерживающего раму (38) вала (44). На отражателе (21) так же закреплено с помощью устройства с датчиками давления (20) жаропрочное прозрачное в ИК диапазоне стекло (19) и защитная шторка (22) между ними так, что фокусное расстояние (18) отражателя (21) и его аберрации были расположены точно за стеклом (19), как это показано на чертежах. Защитная шторка (22) подключена к двигателю соленоида (25), который управляет её закрытием и открытием. За отражателем (21) установлены пирометры (16) так, чтобы при открытой шторке (22), они определяли температуру в фокусном расстоянии (18). На устройстве для закрепления стекла (20) также размещено поворачиваемое сопло (31), которое соединено трубопроводом с баллонами (24) и компрессором (30). Вместе с трубопроводом к соплу (31) проложен жгут от системы управления (5) для передачи управляющих сигналов на поворот сопла (31) и открытие/закрытие клапана внутри него (31). В случае необходимости обдува в процессе эксперимента ОИ (27) с разных сторон на устройстве (20) могут быть

установлены дополнительные сопла (31). Ниже модулей (2) устанавливается поворотный толкатель (13) со сменным штоком (17). При этом сам толкатель (13) находится за пределами вакуумной камеры (28), а его шток (17) проходит через специальное отверстие в полу камеры (28), позволяющее свободно двигаться штоку (17) и сохраняющее необходимый уровень герметичности внутри камеры (28). К поворотному толкателю (13) подсоединён весовой механизм (14), который управляется с помощью двигателя на электромагнитах (23) и наборов грузов (15). На безопасном расстоянии от испытательной установки находится система управления (5) и место оператора, осуществляющего программу испытаний. В качестве системы управления (5) может быть использована доработанная аналоговая АСУ Термис, другая аналогичная ей АСУ, ЭВМ или персональный компьютер с соответствующим программным обеспечением. Система управления (5) подключается через синхронизатор (12) так, чтобы подавать сигналы управления регуляторам напряжения типа РНТТ (1), системе вакуумирования (26), поворачиваемому соплу (31) и задающему устройству (10). К АСУ (5) приходят данные обратной связи от групп датчиков температуры (6) типа ХК-0,2 внутри изделия (27), полу-бесконечных калориметров (3) для определения температуры на поверхности ОИ (27), вибрационного акселерометра типа 4343 (4), пирометров (16), датчиков давления в устройстве (20) и набора датчиков (29). Акселерометр (4) и датчики из устройства (20) подключены таким образом, чтобы данные с них так же шли через предусилитель (8) и анализатор (9) в задающее устройство (10), которое через усилитель мощности (11) посылает управляющие сигналы поворотному толкателю (13) и двигателю на электромагнитах (23) для регулирования воздействия. Для изменения напряжения и силы постоянного тока сигналов обратной связи перед предусилителем (8) устанавливается прибор автоматический следящего уравнивания типа КСП-4 (7).

- 4) Для заявленного изобретения возможен вариант вертикальной компоновки с гибким отражателем (21) вне вакуумной камеры (28), как это показано на фигуре 12. В этом случае прозрачное в ИК диапазоне стекло (19) вмонтировано в потолок вакуумной камеры (28) при помощи устройства (20). В остальном этот вариант стенда аналогичен

горизонтальной компоновке за исключением того, что гибкий отражатель (21) закрывает собой стекло (19) с внешней стороны вакуумной камеры (28). При этом вместе с отражателем (21) вне вакуумной камеры (28) находится шторка (22), двигатель соленоида (25) и пирометры (16). В данном варианте вертикальной компоновки внешние компоненты (16, 21, 22, 25) жестко закреплены над потолком вакуумной камеры (28) вместе со стеклом (19). Данный вариант вертикальной компоновки позволяет уменьшить объём вакуумной камеры (28) и упрощает работу системы вакуумирования (26).

Работа изобретения осуществляется с подготовки объекта испытаний (27) и разработки программы испытаний. Для этого в соответствии с формулами физико-математической модели, представленными в главе раскрытия изобретения, и графиком на фигуре 8 производится загрузка параметров и расчет температурных и динамических нагрузок в вычислителе системы управления (5). Помимо этого производится расчёт и корректировка гибкого отражателя (21) таким образом, чтобы его заданная кривизна позволяла сфокусировать большинство попавших на него из ламповой печи лучей в необходимом для проведения испытаний фокусном расстоянии (18) сразу за жаропрочным стеклом (19). Для этих целей возможно использование математического аппарата, представленного в статье «Расчёт пространственного распределения энергии сложного излучателя». Её авторы из МАИ и ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» И. Е. Евдокимов, В. С. Николаенко, Г. С. Филиппов и Б. Ю. Яценко приводят в статье методики, позволяющие рассчитать необходимую кривизну отражателя (21) для испытаний тел (27) с заданной формой области критических точек, на которой фокусируется отраженная лучевая энергия.

В систему управления (5) также загружаются программы работы систем вакуумирования (26) и обдува (24, 30, 31), которые могут быть как синхронизированными с этапами программы испытаний лучевым нагревом и давлением в критических областях ОИ (27), так и функционировать по независимым алгоритмам. Типовой вариант синхронной работы всех систем приведён ниже для двух компоновок стенда. Через компрессор (30) в баллоны (24) закачивается газовая смесь с необходимым составом и требуемым давлением в каждом независимом от других баллоне для применения обдува ОИ (27) в процессе испытаний.

На объекте испытаний (27) устанавливаются датчики (6) и калориметры (3), как это показано на фигуре 9 или по аналогичной схеме для изделий, отличающихся по форме. Вне зависимости от того находится отражатель (21) снаружи или внутри вакуумной камеры (21) на алгоритм работы заявленного стенда влияет только его горизонтальное или вертикальное положение. Процесс функционирования стенда для горизонтальной и вертикальной компоновок осуществляется следующим образом:

- 1) При горизонтальной компоновке внутри вакуумной камеры (28) раскрываются верхние части девятигранной рамы (38) каждой из секций нагревательных модулей (2), как показано на фигуре 3. Заранее подготовленный образец (27) помещается в рабочий объём установки и закрепляется на штоке (17). Производится балансировка ОИ (27) с помощью весового механизма (14) и набора грузов (15). При этом область критических точек модели (27), наиболее подверженная нагреву при гиперзвуковых скоростях прислоняется к прозрачному в ИК диапазоне стеклу (19) в фокусном расстоянии (18) предварительно настроенного гибкого отражателя (21). Для отражателя (21) корректируется кривизна, учитывающая положение нагревательных модулей (2) и ОИ (27) в рамках предстоящего эксперимента. Так как поток от ламп (2) и поверхностей изделия (27) далёк от множества параллельных лучей, отражателю (21) задаётся гибридная, а не параболическая или полусферическая форма кривизны для направления в фокусное расстояние (18) наибольшего количества непараллельных лучей, прошедших через прозрачное в ИК диапазоне стекло (19). Для проверки правильности рассчитанной кривизны отражателя (21) могут применяться ИК лазерные модули или аналогичные технические устройства, которые позволяют проверить попадает ли отдельный луч, направленный от лам (2) или отраженный от ОИ (21) в сторону отражателя (21), после отражения им (21) в фокусное расстояние (18). На образце (27) или штоке (17) размещается акселерометр (4). Устройства обратной связи (3) и (6), расположенные на ОИ (27) подключаются к системе управления (5). Верхние части девятигранной рамы (38) закрываются и фиксируются. Нагревательные блоки (33) регулируются так, чтобы нагрев от всех секций нагревательных элементов (2) был равномерным (если эксперимент не требует неравномерного нагрева) для всей криволинейной

поверхности ОИ (27). Дверь вакуумной камеры (28) герметично закрывается, а на АСУ (5) запускается программа испытаний по предварительно рассчитанным параметрам теплового воздействия. От АСУ (5) при помощи синхронизатора (12) одновременно поступают сигналы управления в регуляторы напряжения (1), систему вакуумирования (26) и в задающее устройство (10) о плавном переходе от моделирования режима стоянки ОИ (27) к режиму длительного температурного воздействия. Регуляторы напряжения (1) задают мощность нагревательных блоков (33), относительно облучаемых поверхностей объекта (в процессе теплового воздействия, для достижения требуемых параметров) как индивидуально, так и изменением взаимных нагрузок отдельных модулей или всей нагревательной секции (2) по результатам контроля температурными датчиками (6). Одновременно с тепловым воздействием, могут осуществляться контролируемые акселерометром (4), датчиками устройства (20) и задающим устройством (10) воздействия в критических точках объекта (27) силовыми и динамическими нагрузками с помощью весового механизма (14) с двигателем на электромагнитах (23) и вибратора (13). При этом поворотный толкатель (13) может начать вращение ОИ (27) вокруг горизонтальной оси, если это необходимо в процессе испытаний. Система вакуумирования (26) постепенно откачивает воздух из вакуумной камеры (28), имитируя изменения высоты над поверхностью земли. При необходимости в процессе длительного температурного воздействия применения обдува системой управления (5) в сопле (31), соединённом с одним из баллонов (24) с заданным компрессором (30) давлением, открывается клапан так, чтобы вакуумная система (26) могла справляться с этим поступлением газа и продолжать откачивать воздух из камеры (28) в соответствии с программой.

При получении системой управления (5) сигналов от систем обратной связи (3, 4, 6, 20, 29) необходимых параметров температуры, давления, степени разрежения и баланса газовой смеси, либо при достижении заданного программой момента времени установка переходит в режим термического удара. В этом режиме система управления (5) подаёт сигналы на регуляторы напряжения (1), двигателю соленоида (25), соплу (31) и задающему устройству (10) о резком возрастании

температуры на поверхности всего образца (27) и ещё более стремительном возрастании температуры и давления в области критических точек, расположенных в фокусном расстоянии (18). Двигатель соленоида (25) за секунды открывает и закрывает (при достижении требуемой температуры) защитную шторку (22) между зеркальной поверхностью отражателя (21) и жаропрочным стеклом (19). При этом ламповое ИК излучение от всех нагревателей (2) и нагретого образца (27) пропускается стеклом (19), которое успело нагреться за режим длительного температурного воздействия, и как черный источник вместе с пропущенным излучением от всего объема ламповой печи излучает тепло на отражатель (21), в фокусе (18) которого собирается усиленное отражениями излучение. Для регулирования этого нагрева используется система обратной связи, состоящая из калориметров (3) и пирометров (16), данные с которых отправляются назад в АСУ (5). Одновременно с этим толкателем (13) и механизмом (14) создается критическое давление через стекло (19) в критических точках изделия с соответствующим для скоростей и высот полёта давлением. Из каждого установленного сопла (31) начинается обдув ОИ (27) или возрастает скорость истечения газа по сравнению с режимом длительного температурного воздействия за счёт переключения на работу с баллонами (24), в которых компрессором (30) было создано большее давление, и/или сужения пропускного отверстия в клапане сопла (31).

После проведения эксперимента АСУ (5) посылает сигнал всем подчинённым системам и устройствам о прекращении температурного и динамического воздействия, после чего наступает фаза естественного охлаждения образца (27). Одновременно с этим в вакуумной камере (28) нормализуются давление и баланс газовой смеси. Вакуумная камера (28) открывается, когда условия в ней станут нормальными, затем раскрываются верхние части девятигранной рамы (38) каждой из секций нагревательных модулей (2), как показано на фигуре 3. Объект (27) отсоединяется от штока (17), извлекается из испытательной установки и подвергается анализу последствий эксперимента.

- 2) При вертикальной компоновке внутри вакуумной камеры (28) раскрываются подвижные части девятигранной рамы (38) каждой из

секций нагревательных модулей (2), как показано на фигуре 7. Заранее подготовленный образец (27) помещается в рабочий объём установки и закрепляется на штоке (17). Производится балансировка ОИ (27) с помощью весового механизма (14) и наборов грузов (15). При этом область критических точек модели (27), наиболее подверженная нагреву при гиперзвуковых скоростях прислоняется к прозрачному в ИК диапазоне стеклу (19) в фокусном расстоянии (18) предварительно настроенного гибкого отражателя (21). Для отражателя (21) корректируется кривизна, учитывающая положение нагревательных модулей (2) и ОИ (27) в рамках предстоящего эксперимента и испытания. Так как поток от ламп (2) и частей изделия далёк от множества параллельных лучей, отражателю (21) задаётся гибридная, а не параболическая или полусферическая форма кривизны для направления в фокусное расстояние (18) наибольшего количества непараллельных лучей, прошедших через прозрачное в ИК диапазоне стекло (19). Для проверки правильности рассчитанной кривизны отражателя (21) могут применяться ИК лазерные модули или аналогичные технические устройства, которые позволяют проверить попадает ли отдельный луч, направленный от лам (2) или отраженный от ОИ (21) в сторону отражателя (21), после отражения им (21) в фокусное расстояние (18). На образце (27) или штоке (17) размещается акселерометр (4). Устройства обратной связи (3) и (6), расположенные на ОИ (27) подключаются к системе управления (5). Подвижные части девятигранной рамы (38) закрываются и фиксируются. Нагревательные блоки (33) регулируются так, чтобы нагрев от всех секций нагревательных элементов (2) был равномерным (если эксперимент не требует неравномерного нагрева) для всей криволинейной поверхности ОИ (27). Дверь вакуумной камеры (28) герметично закрывается, а на АСУ (5) запускается программа испытаний по предварительно рассчитанным параметрам теплового воздействия. От АСУ (5) при помощи синхронизатора (12) одновременно поступают сигналы управления в регуляторы напряжения (1), систему вакуумирования (26) и в задающее устройство (10) о плавном переходе от моделирования режима стоянки ОИ (27) к режиму длительного температурного воздействия. Регуляторы напряжения (1) задают мощность нагревательных блоков (33), относительно облучаемых

поверхностей объекта (в процессе теплового воздействия, для достижения требуемых параметров) как индивидуально, так и изменением взаимных нагрузок отдельных модулей или всей нагревательной секции (2) по результатам контроля температурными датчиками (6). Одновременно с тепловым воздействием, могут осуществляться контролируемые акселерометром (4), датчиками в устройстве (20) и задающим устройством (10) воздействия на критические точки объекта (27) силовыми и динамическими нагрузками с помощью весового механизма (14) с двигателем на электромагнитах (23) и вибратора (13). При этом поворотный толкатель (13) может начать вращение ОИ (27) вокруг вертикальной оси, если это необходимо в процессе испытаний. Система вакуумирования (26) постепенно откачивает воздух из вакуумной камеры (28), имитируя изменения высоты над поверхностью земли. При необходимости в процессе длительного температурного воздействия применения обдува системой управления (5) в сопле (31), соединённом с одним из баллонов (24) с заданным компрессором (30) давлением, открывается клапан так, чтобы вакуумная система (26) могла справиться с этим поступлением газа и продолжать откачивать воздух из камеры (28) в соответствии с программой.

При получении системой управления (5) сигналов от систем обратной связи (3, 4, 6, 20, 29) необходимых параметров температуры, давления, степени разрежения и баланса газовой смеси, либо при достижении заданного программой момента времени установка переходит в режим термического удара. В этом режиме система управления (5) подаёт сигналы управления на регуляторы напряжения (1), двигателю соленоида (25), соплу (31) и задающему устройству (10) о резком возрастании температуры на поверхности всего образца (27) и ещё более стремительном возрастании температуры и давления в области критических точек, расположенных в фокусном расстоянии (18). Двигатель соленоида (25) за секунды открывает и закрывает (при достижении требуемой температуры) защитную шторку (22) между зеркальной поверхностью отражателя (21) и жаропрочным стеклом (19). При этом ламповое ИК излучение от всех нагревателей (2) и нагретого образца (27) пропускается стеклом (19), которое успело нагреться за режим длительного температурного воздействия, и как

черный источник вместе с пропущенным излучением от всего объёма ламповой печи излучает тепло на зеркало (21), в фокусе (18) которого собирается усиленное отражениями излучение. Для регулирования этого нагрева используется система обратной связи, состоящая из калориметров (3) и пирометров (16), данные с которых отправляются назад в АСУ (5). Одновременно с этим толкателем (13) и механизмом (14) создаётся критическое давление через стекло (19) в критических точках изделия с соответствующим для скоростей и высот полёта давлением. Из каждого установленного сопла (31) начинается обдув ОИ (27) или возрастает скорость истечения газа по сравнению с режимом длительного температурного воздействия за счёт переключения на работу с баллонами (24), в которых компрессором (30) было создано большее давление, и/или сужения пропускного отверстия в клапане сопла (31).

После проведения эксперимента АСУ (5) посылает сигнал всем подчинённым системам и устройствам о прекращении температурного и динамического воздействия, после чего наступает фаза естественного охлаждения образца (27). Одновременно с этим в вакуумной камере (28) нормализуются давление и баланс газовой смеси. Вакуумная камера (28) открывается, когда условия в ней станут нормальными, затем раскрываются верхние части девятигранной рамы (38) каждой из секций нагревательных модулей (2), как показано на фигуре 7. Объект (27) отсоединяется от штока (17), извлекается из испытательной установки и подвергается анализу последствий эксперимента.

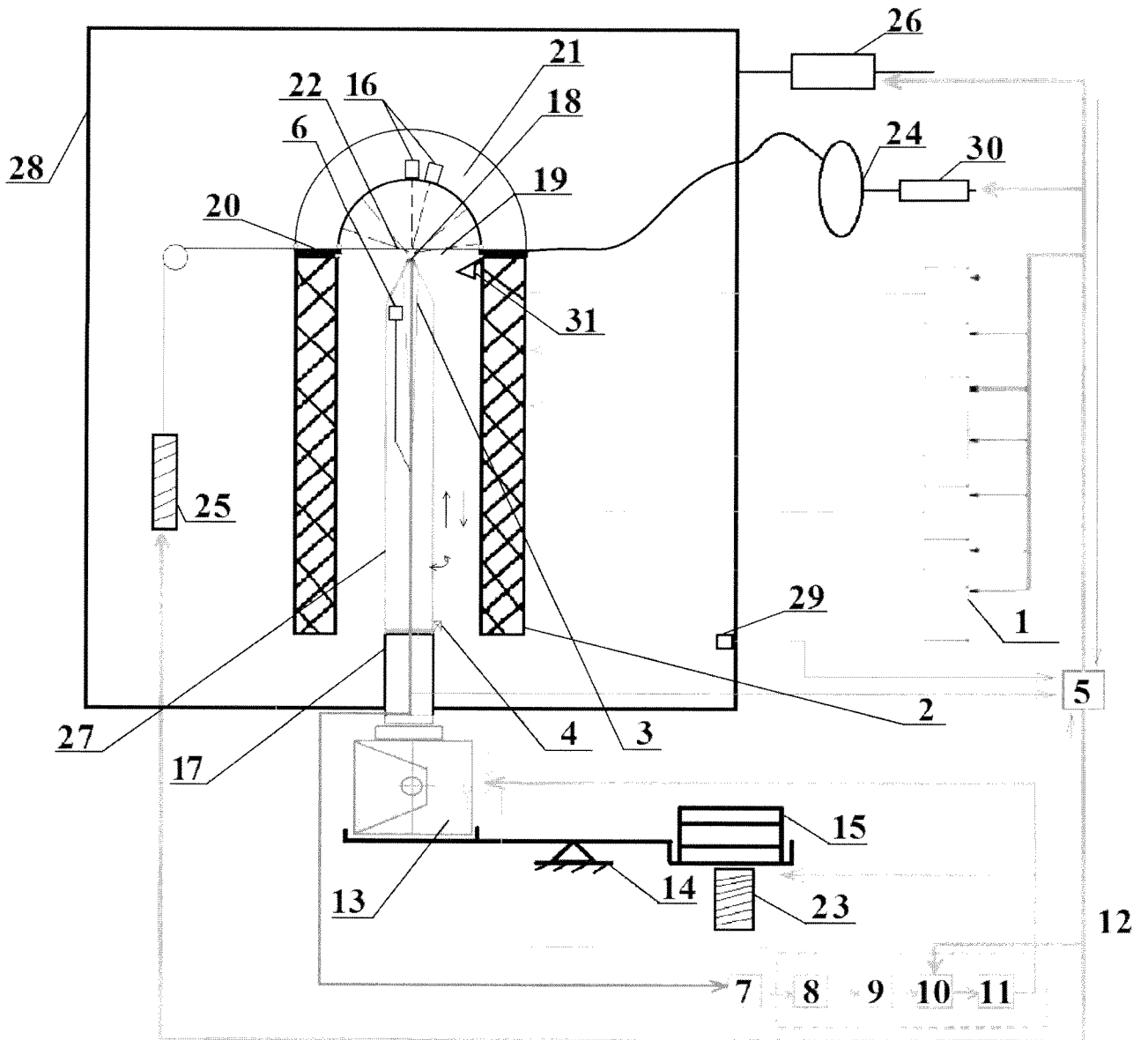
На всех этапах работы нагревательных элементов к их пустотелым рефлекторам поступает жидкость из системы водяного охлаждения. В рефлектор отражателя (21) вода из системы охлаждения начинает поступать незадолго до первого открытия защитной шторки (22), либо пневмокамеры отражателя (21) изначально заполняются охлаждающим газом, который помимо регулировки кривизны зеркальной поверхности в этом случае также отвечает за охлаждение рефлектора.

Формула изобретения «Термодинамический стенд для моделирования аэродинамического нагрева».

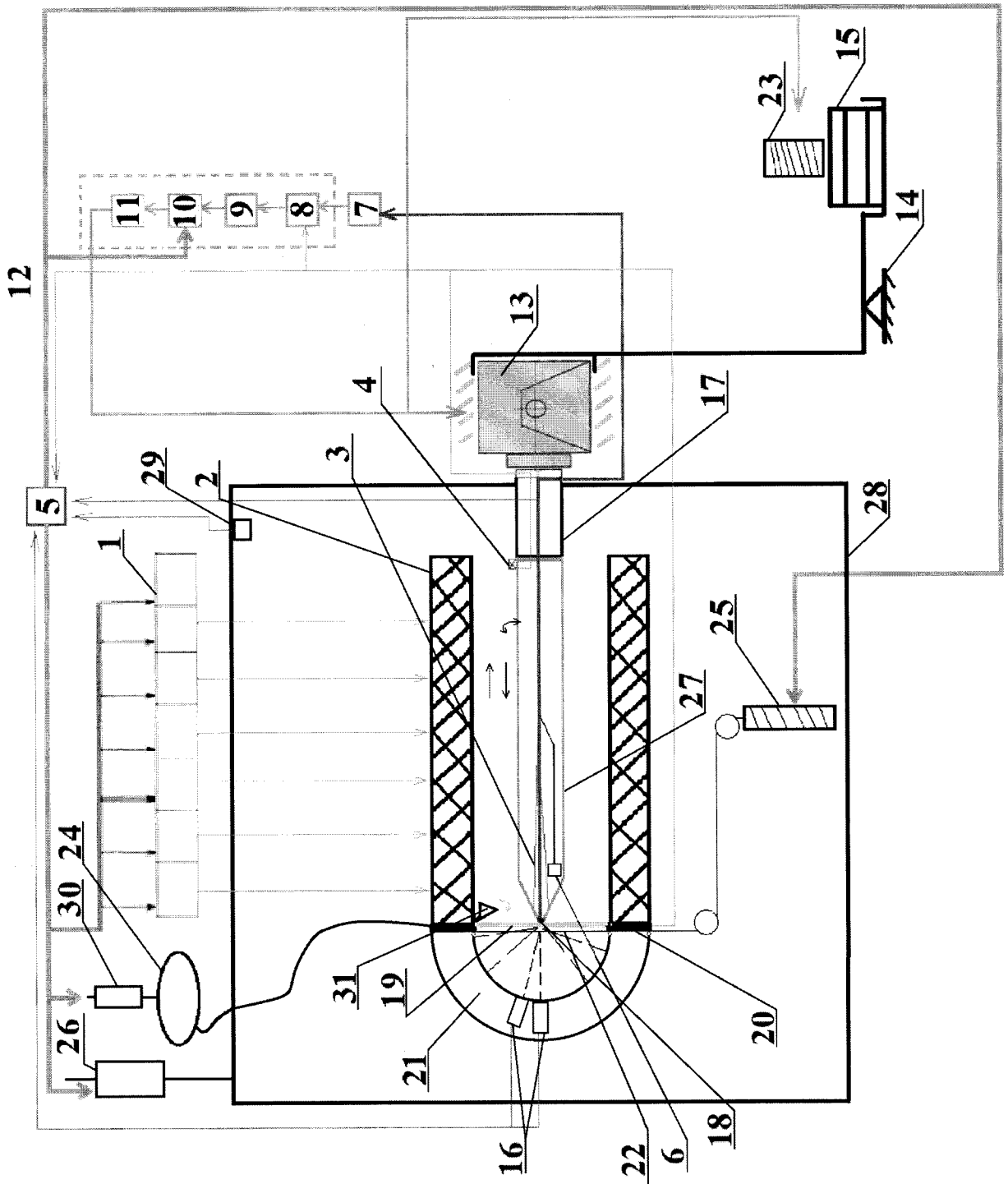
- 1) Термодинамический стенд для моделирования аэродинамического нагрева в горизонтальной компоновке состоит из секционной ламповой печи, закрепляемой горизонтально на тележках и рельсах внутри вакуумной камеры с системой датчиков для определения давления и концентрации газов, при этом с одной стороны секций нагревательных модулей снаружи камеры установлен двигатель на электромагнитах с весовым механизмом, на котором находится поворотный толкатель со сменным штоком и вибрационным акселерометром для размещения внутри ламповой печи объекта испытаний с системой датчиков температуры, а с другой стороны секций нагревательных модулей на дополнительной тележке установлены: прозрачное в ИК диапазоне жаропрочное стекло, в которое упирается область критических точек объекта испытаний, а на устройстве для закрепления стекла помимо датчиков давления также размещено подвижное сопло (одно или несколько), соединённое трубопроводом с баллонами и компрессором для создания газа высокого давления, за стеклом расположен гибкий отражатель заданной кривизны и пирометры, между стеклом и отражателем находится защитная шторка, открываемая и закрываемая двигателем соленоида.
- 2) Вариант горизонтальной компоновки термодинамического стенда для моделирования аэродинамического нагрева с отражателем вне вакуумной камеры аналогичен горизонтальной компоновке, но отличается тем, что прозрачное в ИК диапазоне жаропрочное стекло закреплено специальным устройством с датчиками давления в стене вакуумной камеры, а гибкий отражатель заданной кривизны, пирометры, защитная шторка и двигатель соленоида закреплены за стеклом на внешней стороне стенки, либо на тележке.
- 3) Термодинамический стенд для моделирования аэродинамического нагрева в вертикальной компоновке состоит из секционной ламповой печи, расположенной вертикально внутри вакуумной камеры и

отличной от горизонтальной компоновки тем, что секции нагревательных элементов, жаропрочное стекло, шторка и отражатель закреплены на вертикальной опоре с системой противовесов, а объект испытания устанавливается вертикально на шток весового механизма, расположенного внутри или под вакуумной камерой.

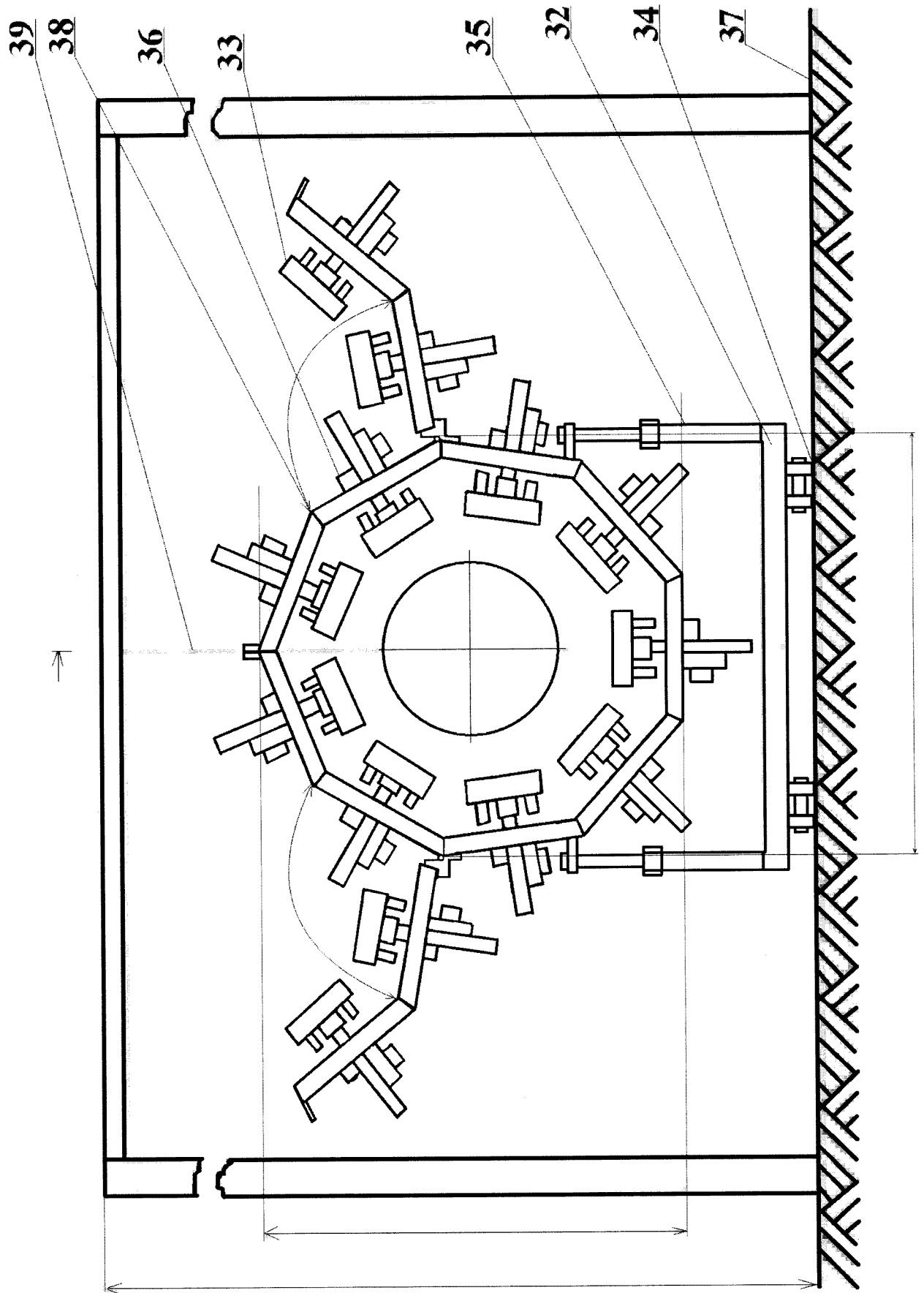
- 4) Вариант вертикальной компоновки термодинамического стенда для моделирования аэродинамического нагрева с отражателем вне вакуумной камеры аналогичен вертикальной компоновке, но отличается тем, что прозрачное в ИК диапазоне жаропрочное стекло закреплено специальным устройством с датчиками давления в потолке вакуумной камеры, а гибкий отражатель заданной кривизны, пирометры, защитная шторка и двигатель соленоида закреплены над стеклом на внешней стороне потолка.



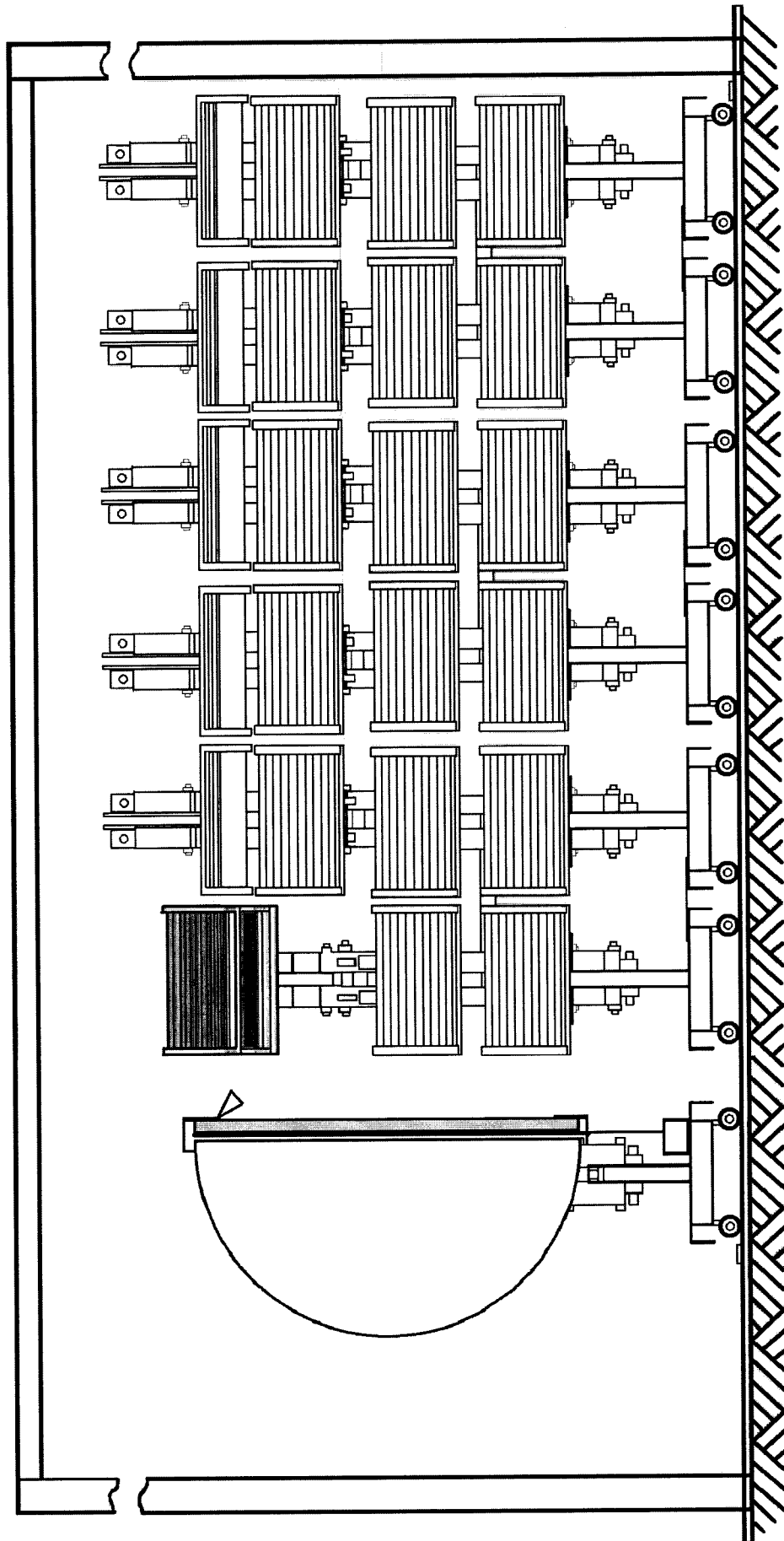
Фигура 1



Фигура 2



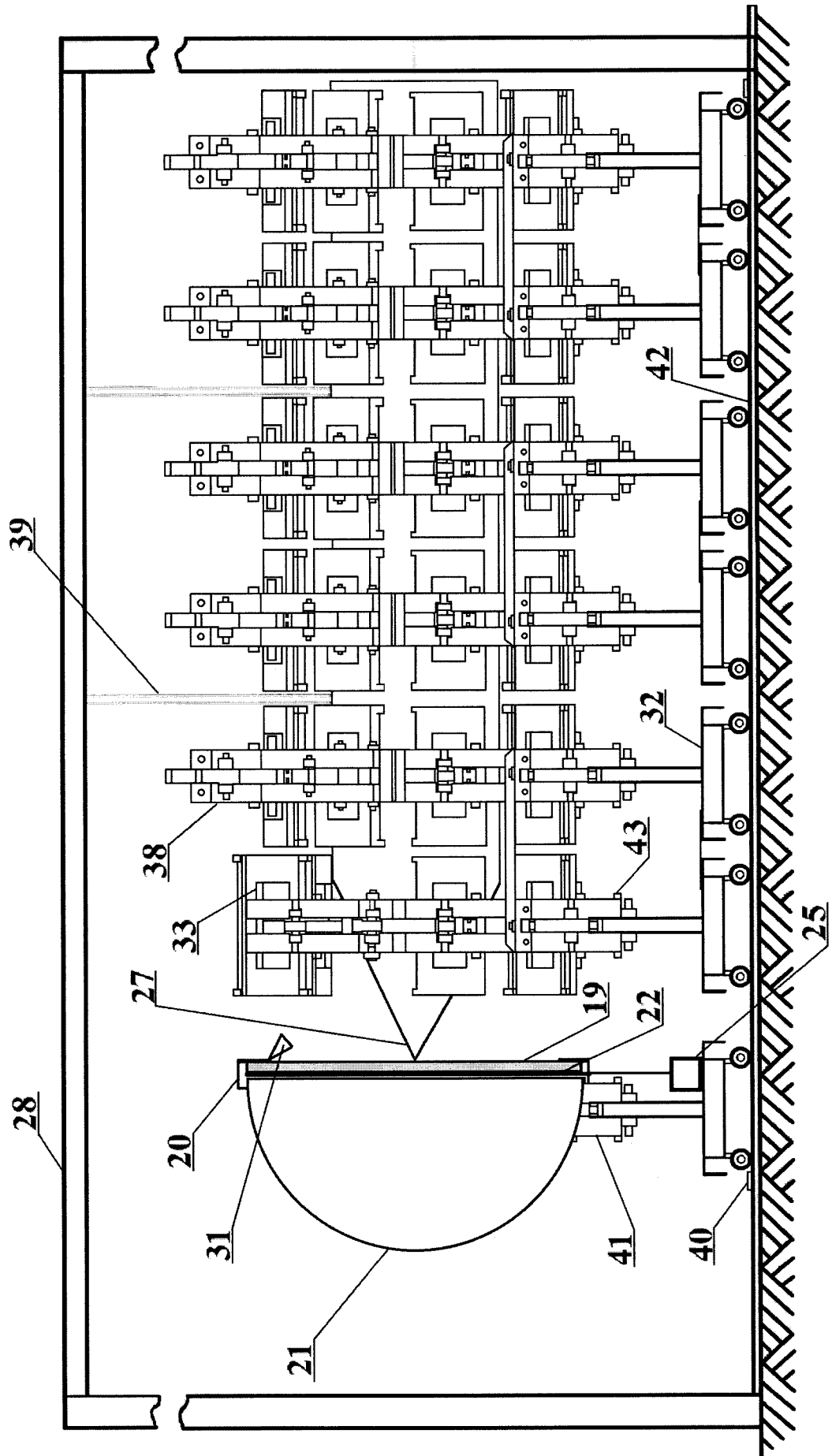
Фигура 3



Фигура 4

4/13

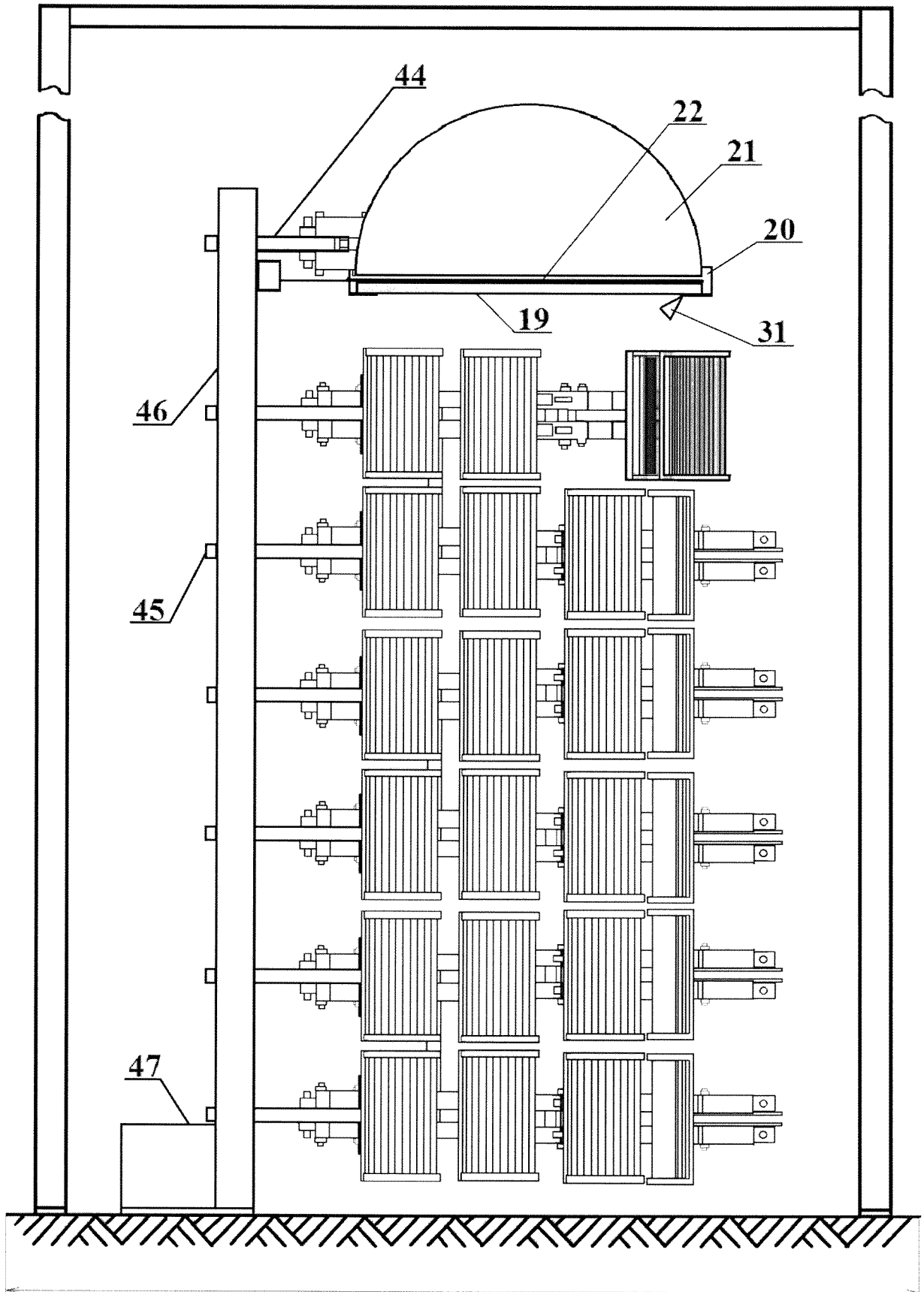
ЗАМЕНЯЮЩИЙ ЛИСТ (ПРАВИЛО 26)



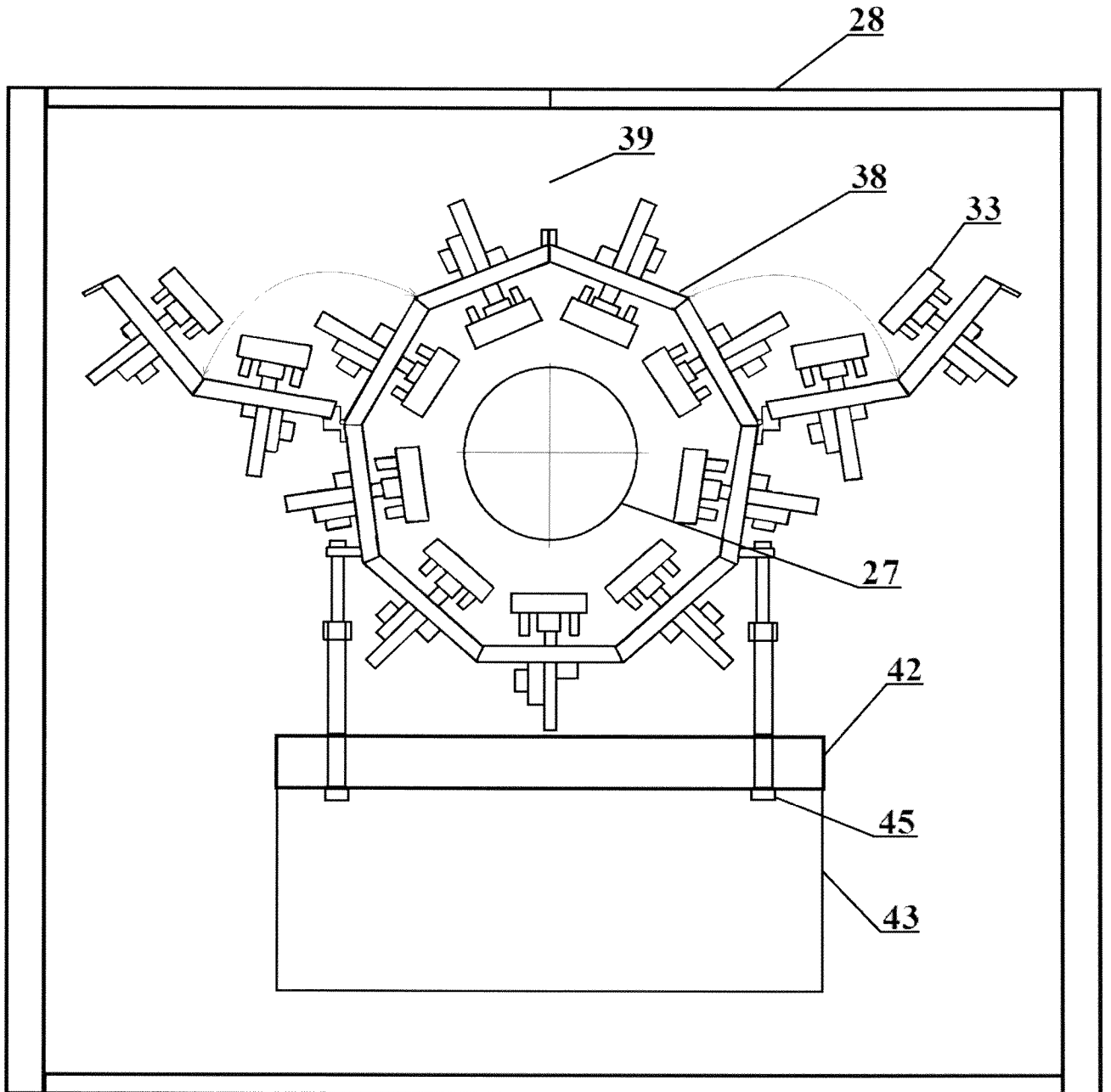
Фигура 5

5/13

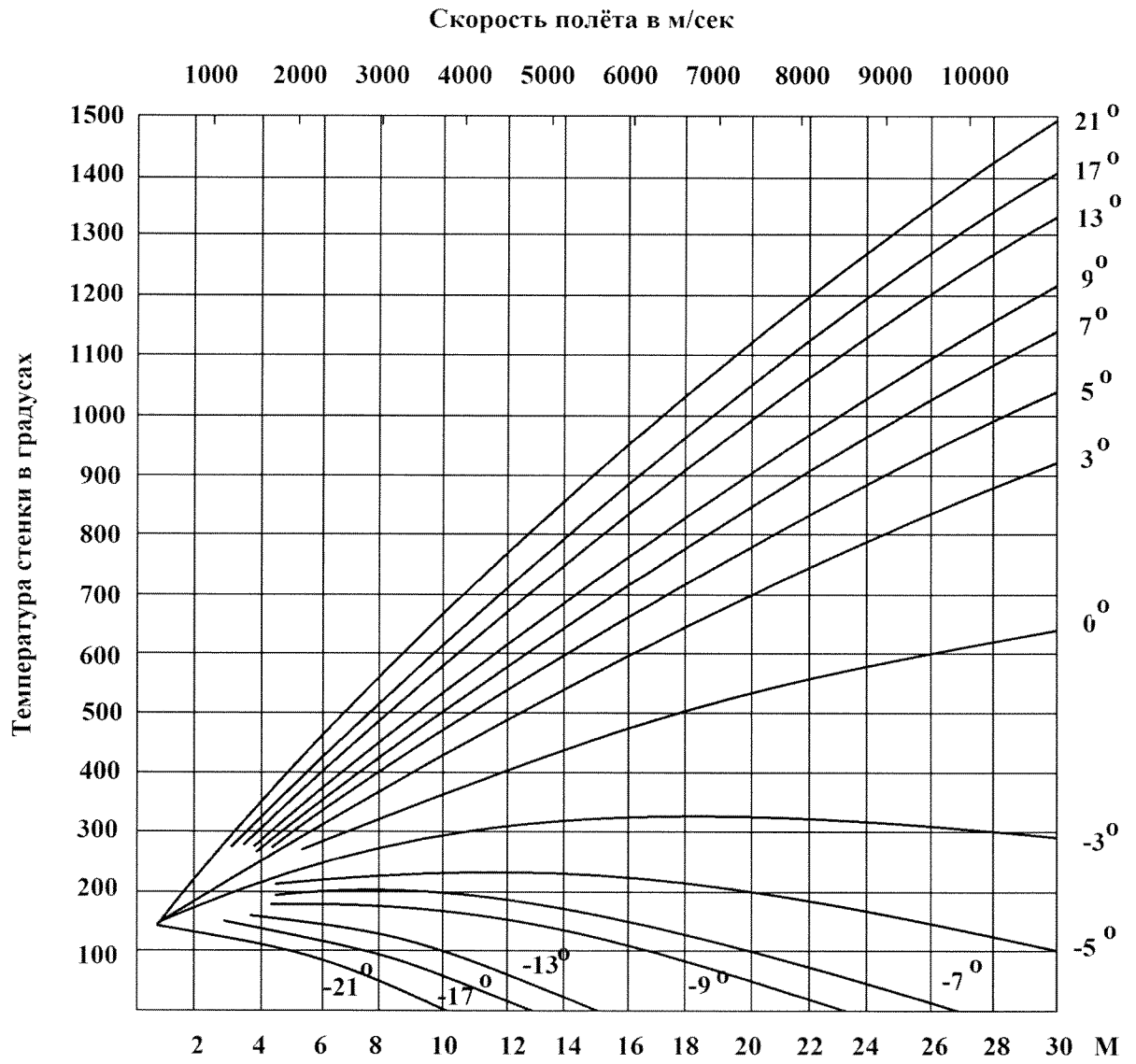
ЗАМЕНЯЮЩИЙ ЛИСТ (ПРАВИЛО 26)



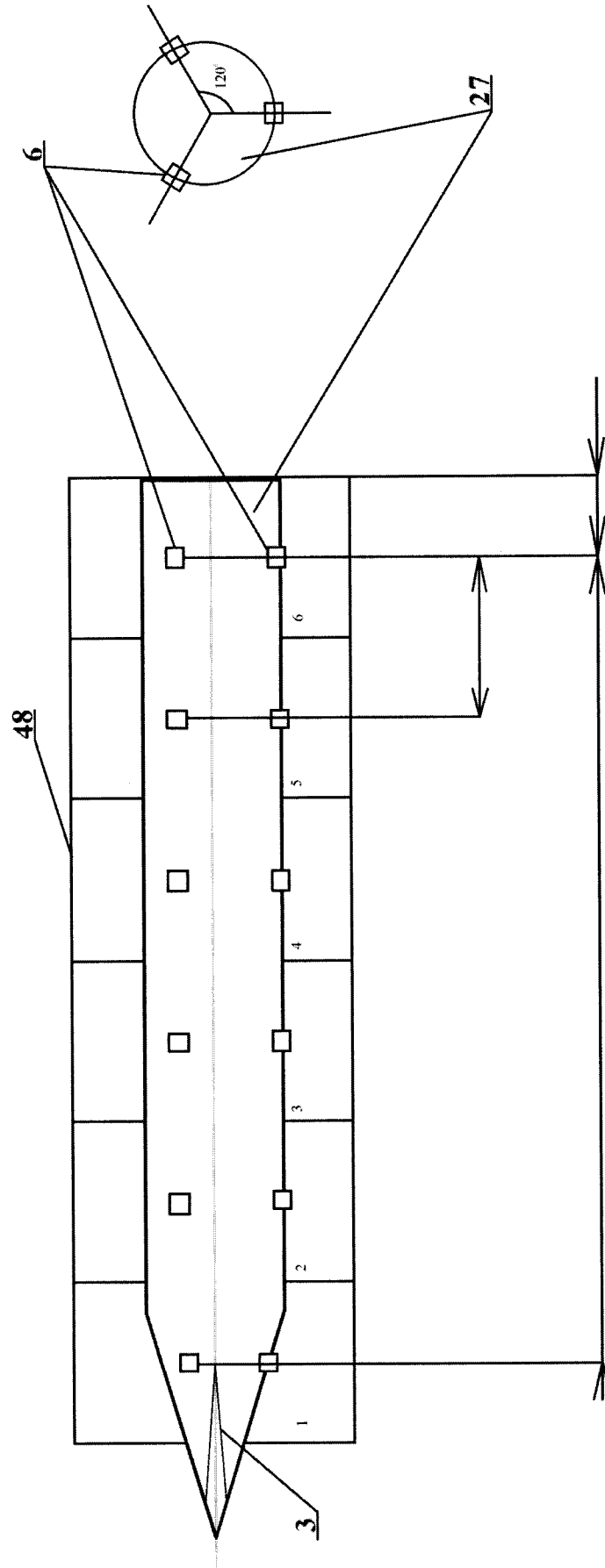
Фигура 6



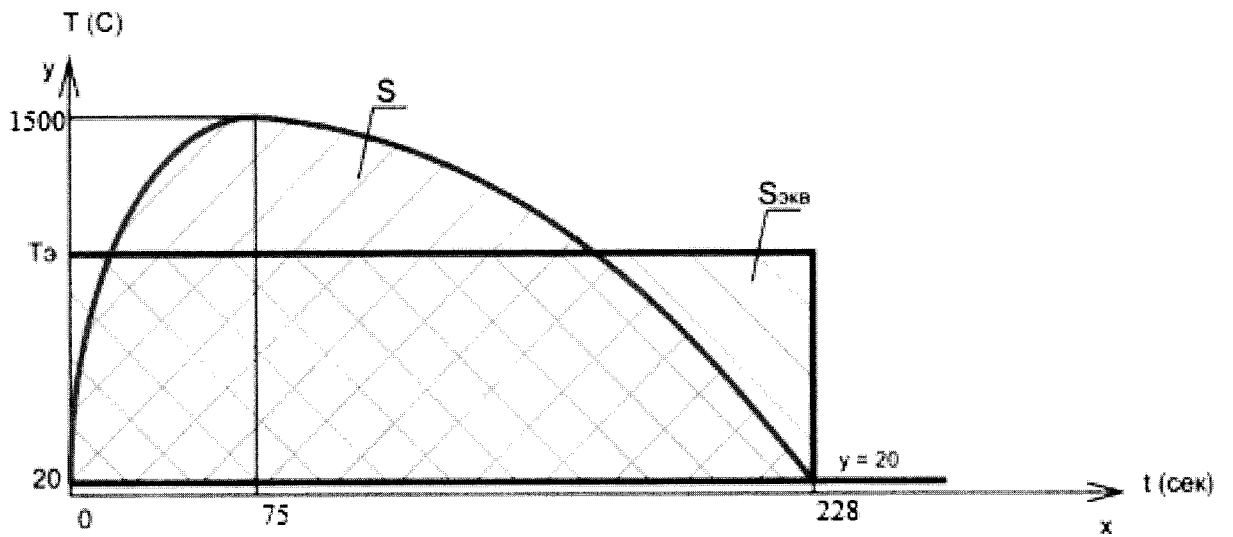
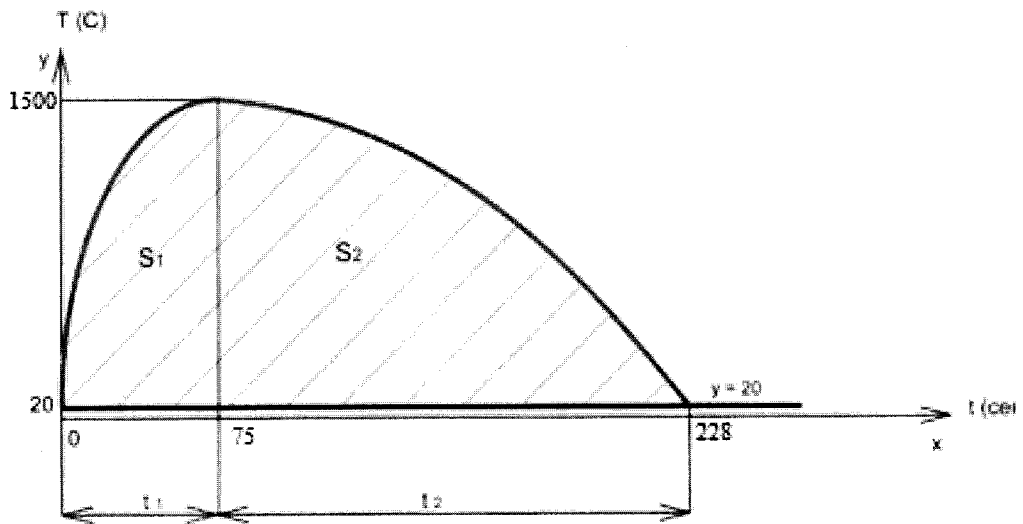
Фигура 7



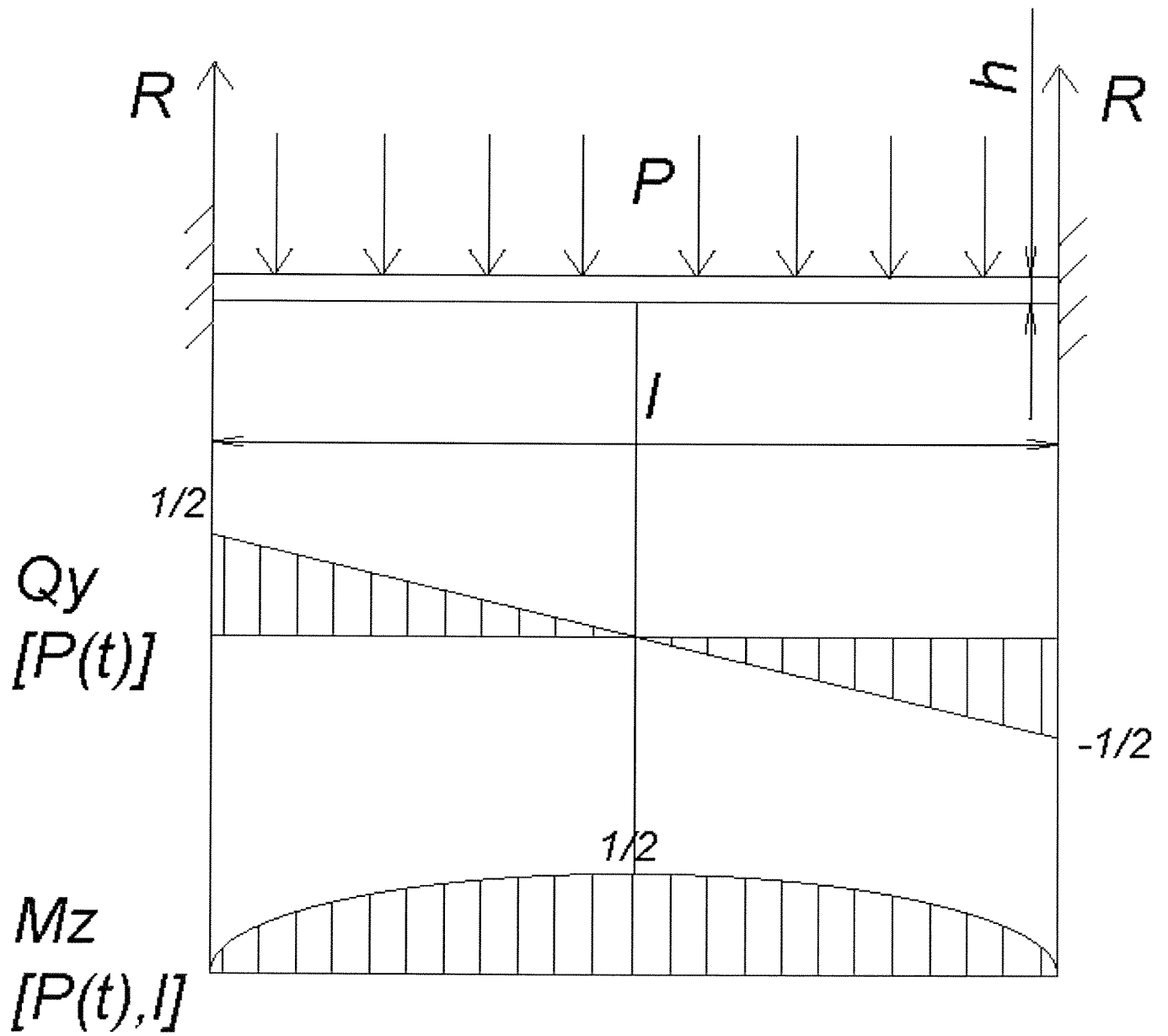
Фигура 8



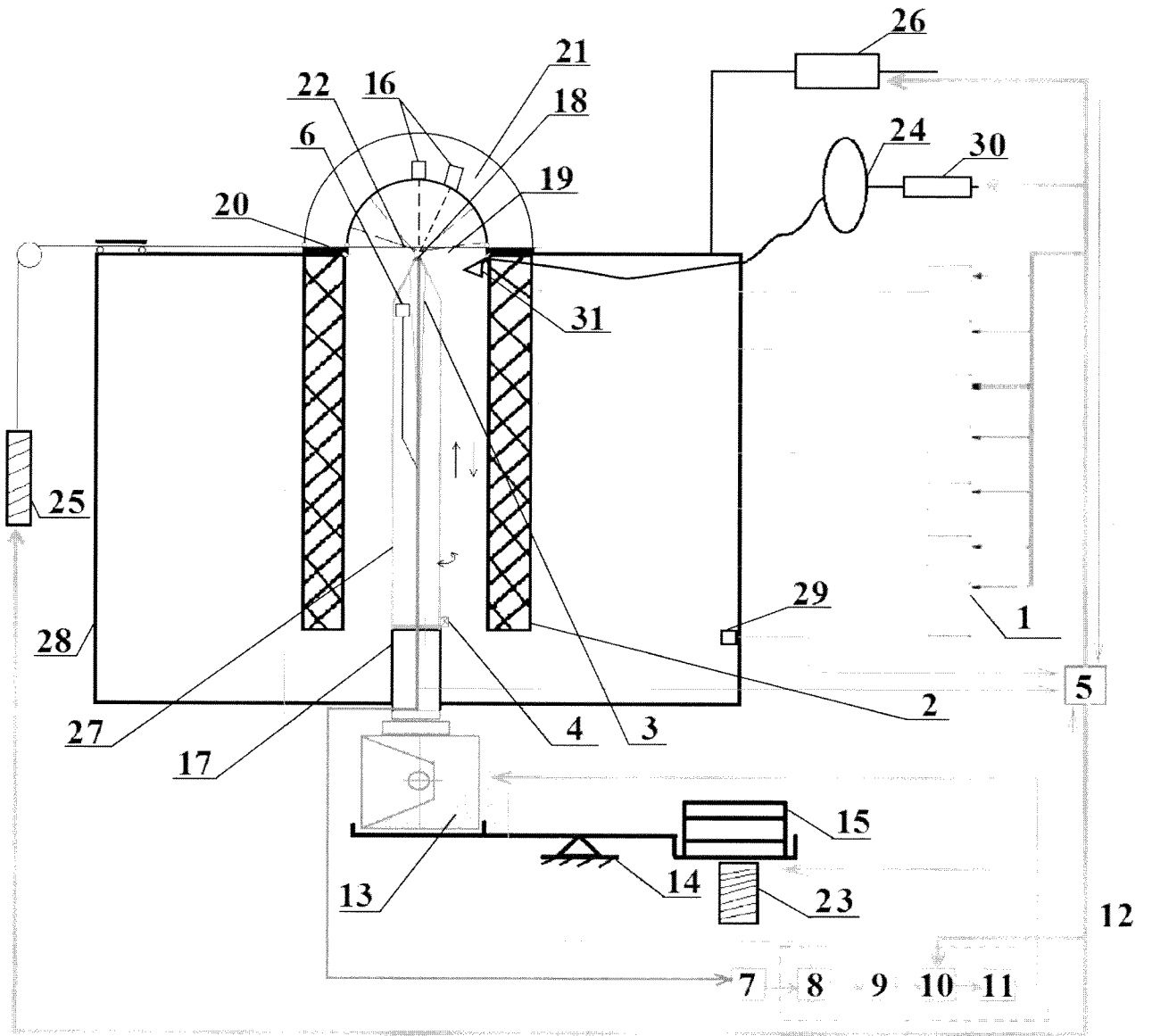
Фигура 9



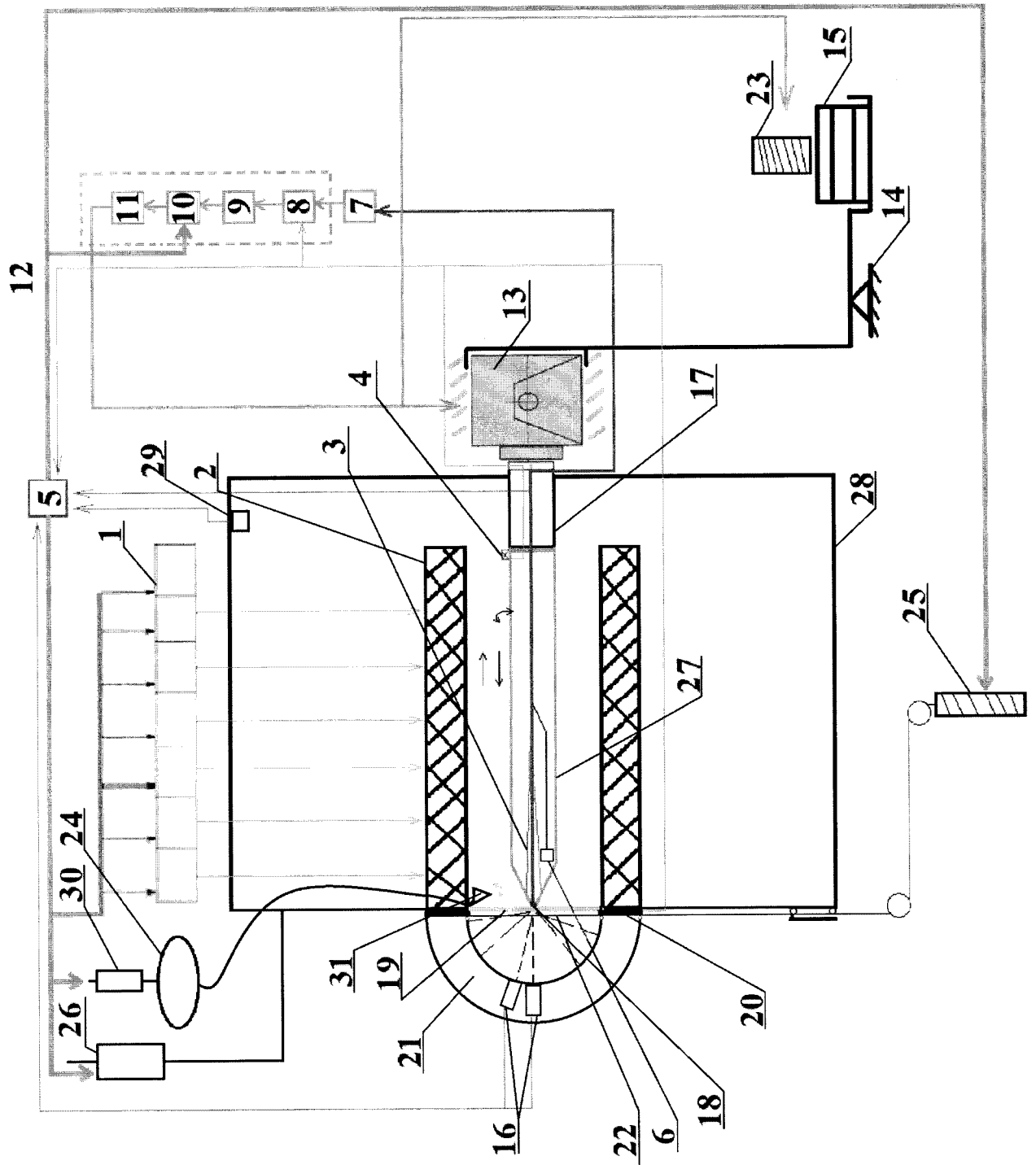
Фигура 10



Фигура 11



Фигура 12



Фигура 13

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/RU 2018/000732

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
B64G 7/00 (2006.01); G01M 9/00 (2006.01)

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

B64G 7/00, G01M 17/00, 9/00

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

PatSearch (RUPTO Internal), USPTO, PAJ, Espacenet, Information Retrieval System of FIPS

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X Y	RU 2016124177 A (FEDOTOV DMITRY VYACHESLAVOVICH) 21.12.2017, the claims, p. 25-31, fig. 1-6	3 1, 2, 4
Y	WO 1995/008472 A1 (BILINNOVATIONS-STIFTUNG et al.) 30.03.1995, the abstract	1, 2
Y	WO 2004/028894 A1 (STATOIL ASA et al.) 08.04.2004, p. 6, lines 6-11, fig. 3, position 34	1, 2, 4
Y	SU 1096549 A (INSTITUT VYSOKIKH TEMPERATUR AN SSSR) 07.06.1984, col. 3, lines 11-16, fig. 1	2, 4
Y	RU 2307348 C1 (GOSUDARSTVENNOE OBRAZOVATELNOE UCHREZHDENIE VYSSHEGO PROFESSIONALNOGO OBRAZOVANIYA "URALSKY GOSUDARSTVENNY UNIVERSITET PUTEI SOOBSCHENIYA ") 27.09.2007, abstract, fig. 1	4

Further documents are listed in the continuation of Box C. See patent family annex.

* Special categories of cited documents:	“T” later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
“A” document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	“X” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
“E” earlier application or patent but published on or after the international filing date	“Y” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
“L” document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)	“&” document member of the same patent family
“O” document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means	
“P” document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed	

Date of the actual completion of the international search
19 September 2019 (19.09.2019)

Date of mailing of the international search report
26 September 2019 (26.09.2019)

Name and mailing address of the ISA/
RU

Authorized officer

Facsimile No.

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/RU 2018/000732

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 4801113 A (GRUMMAN AEROSPACE CORPORATION) 31.01.1989, the abstract, fig. 1	1-4
A	RU 2594828 C1 (BOLOTIN NIKOLAI BORISOVICH) 20.08.2016, the claims	1-4
A	RU 2530443 C1 (FEDERALNOE GOSUDARSTVENNOE BJUDZHETNOE OBRAZOVATELNOE UCHREZHDENIE VYSSHEGO PROFESSIONALNOGO OBRAZOVANIYA "MOSKOVSKY GOSUDARSTVENNY MASHINOSTROITELNY UNIVERSITET) 10.10.2014, the abstract	1-4

ОТЧЕТ О МЕЖДУНАРОДНОМ ПОИСКЕ

Номер международной заявки

PCT/RU 2018/000732

<p>А. КЛАССИФИКАЦИЯ ПРЕДМЕТА ИЗОБРЕТЕНИЯ <i>B64G 7/00 (2006.01)</i> <i>G01M 9/00 (2006.01)</i></p> <p>Согласно Международной патентной классификации МПК</p>																				
<p>В. ОБЛАСТЬ ПОИСКА</p> <p>Проверенный минимум документации (система классификации с индексами классификации)</p> <p style="text-align: center;">B64G 7/00, G01M 17/00, 9/00</p> <p>Другая проверенная документация в той мере, в какой она включена в поисковые подборки</p> <p>Электронная база данных, использовавшаяся при поиске (название базы и, если, возможно, используемые поисковые термины)</p> <p style="text-align: center;">PatSearch (RUPTO Internal), USPTO, PAJ, Espacenet, Information Retrieval System of FIPS</p>																				
<p>С. ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ:</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>Категория*</th> <th>Цитируемые документы с указанием, где это возможно, релевантных частей</th> <th>Относится к пункту №</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>X Y</td> <td>RU 2016124177 А (ФЕДОТОВ ДМИТРИЙ ВЯЧЕСЛАВОВИЧ) 21.12.2017, формула, с. 25-31, фиг. 1-6</td> <td>3 1, 2, 4</td> </tr> <tr> <td>Y</td> <td>WO 1995/008472 A1 (BILINNOVATIONS-STIFTUNG et al.) 30.03.1995, реферат</td> <td>1, 2</td> </tr> <tr> <td>Y</td> <td>WO 2004/028894 A1 (STATOIL ASA et al.) 08.04.2004, с. 6, строки 6-11, фиг. 3, позиция 34</td> <td>1, 2, 4</td> </tr> <tr> <td>Y</td> <td>SU 1096549 А (ИНСТИТУТ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУР АН СССР) 07.06.1984, кол. 3, строки 11-16, фиг. 1</td> <td>2, 4</td> </tr> <tr> <td>Y</td> <td>RU 2307348 С1 (ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ "УРАЛЬСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ ПУТЕЙ СООБЩЕНИЯ") 27.09.2007, реферат, фиг. 1</td> <td>4</td> </tr> </tbody> </table>			Категория*	Цитируемые документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту №	X Y	RU 2016124177 А (ФЕДОТОВ ДМИТРИЙ ВЯЧЕСЛАВОВИЧ) 21.12.2017, формула, с. 25-31, фиг. 1-6	3 1, 2, 4	Y	WO 1995/008472 A1 (BILINNOVATIONS-STIFTUNG et al.) 30.03.1995, реферат	1, 2	Y	WO 2004/028894 A1 (STATOIL ASA et al.) 08.04.2004, с. 6, строки 6-11, фиг. 3, позиция 34	1, 2, 4	Y	SU 1096549 А (ИНСТИТУТ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУР АН СССР) 07.06.1984, кол. 3, строки 11-16, фиг. 1	2, 4	Y	RU 2307348 С1 (ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ "УРАЛЬСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ ПУТЕЙ СООБЩЕНИЯ") 27.09.2007, реферат, фиг. 1	4
Категория*	Цитируемые документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту №																		
X Y	RU 2016124177 А (ФЕДОТОВ ДМИТРИЙ ВЯЧЕСЛАВОВИЧ) 21.12.2017, формула, с. 25-31, фиг. 1-6	3 1, 2, 4																		
Y	WO 1995/008472 A1 (BILINNOVATIONS-STIFTUNG et al.) 30.03.1995, реферат	1, 2																		
Y	WO 2004/028894 A1 (STATOIL ASA et al.) 08.04.2004, с. 6, строки 6-11, фиг. 3, позиция 34	1, 2, 4																		
Y	SU 1096549 А (ИНСТИТУТ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУР АН СССР) 07.06.1984, кол. 3, строки 11-16, фиг. 1	2, 4																		
Y	RU 2307348 С1 (ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ "УРАЛЬСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ ПУТЕЙ СООБЩЕНИЯ") 27.09.2007, реферат, фиг. 1	4																		
<p><input checked="" type="checkbox"/> последующие документы указаны в продолжении графы С. <input type="checkbox"/> данные о патентах-аналогах указаны в приложении</p>																				
<table border="0"> <tr> <td style="vertical-align: top;"> <p>* Особые категории ссылочных документов:</p> <p>“А” документ, определяющий общий уровень техники и не считающийся особо релевантным</p> <p>“Е” более ранняя заявка или патент, но опубликованная на дату международной подачи или после нее</p> <p>“L” документ, подвергающий сомнению притязание(я) на приоритет, или который приводится с целью установления даты публикации другого ссылочного документа, а также в других целях (как указано)</p> <p>“O” документ, относящийся к усгному раскрытию, использованию, экспонированию и т.д.</p> <p>“P” документ, опубликованный до даты международной подачи, но после даты испрашиваемого приоритета</p> </td> <td style="vertical-align: top;"> <p>“Т” более поздний документ, опубликованный после даты международной подачи или приоритета, но приведенный для понимания принципа или теории, на которых основывается изобретение</p> <p>“X” документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска; заявленное изобретение не обладает новизной или изобретательским уровнем, в сравнении с документом, взятым в отдельности</p> <p>“Y” документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска; заявленное изобретение не обладает изобретательским уровнем, когда документ взят в сочетании с одним или несколькими документами той же категории, такая комбинация документов очевидна для специалиста</p> <p>“&” документ, являющийся патентом-аналогом</p> </td> </tr> </table>			<p>* Особые категории ссылочных документов:</p> <p>“А” документ, определяющий общий уровень техники и не считающийся особо релевантным</p> <p>“Е” более ранняя заявка или патент, но опубликованная на дату международной подачи или после нее</p> <p>“L” документ, подвергающий сомнению притязание(я) на приоритет, или который приводится с целью установления даты публикации другого ссылочного документа, а также в других целях (как указано)</p> <p>“O” документ, относящийся к усгному раскрытию, использованию, экспонированию и т.д.</p> <p>“P” документ, опубликованный до даты международной подачи, но после даты испрашиваемого приоритета</p>	<p>“Т” более поздний документ, опубликованный после даты международной подачи или приоритета, но приведенный для понимания принципа или теории, на которых основывается изобретение</p> <p>“X” документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска; заявленное изобретение не обладает новизной или изобретательским уровнем, в сравнении с документом, взятым в отдельности</p> <p>“Y” документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска; заявленное изобретение не обладает изобретательским уровнем, когда документ взят в сочетании с одним или несколькими документами той же категории, такая комбинация документов очевидна для специалиста</p> <p>“&” документ, являющийся патентом-аналогом</p>																
<p>* Особые категории ссылочных документов:</p> <p>“А” документ, определяющий общий уровень техники и не считающийся особо релевантным</p> <p>“Е” более ранняя заявка или патент, но опубликованная на дату международной подачи или после нее</p> <p>“L” документ, подвергающий сомнению притязание(я) на приоритет, или который приводится с целью установления даты публикации другого ссылочного документа, а также в других целях (как указано)</p> <p>“O” документ, относящийся к усгному раскрытию, использованию, экспонированию и т.д.</p> <p>“P” документ, опубликованный до даты международной подачи, но после даты испрашиваемого приоритета</p>	<p>“Т” более поздний документ, опубликованный после даты международной подачи или приоритета, но приведенный для понимания принципа или теории, на которых основывается изобретение</p> <p>“X” документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска; заявленное изобретение не обладает новизной или изобретательским уровнем, в сравнении с документом, взятым в отдельности</p> <p>“Y” документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска; заявленное изобретение не обладает изобретательским уровнем, когда документ взят в сочетании с одним или несколькими документами той же категории, такая комбинация документов очевидна для специалиста</p> <p>“&” документ, являющийся патентом-аналогом</p>																			
<p>Дата действительного завершения международного поиска</p> <p style="text-align: center;">19 сентября 2019 (19.09.2019)</p>		<p>Дата отправки настоящего отчета о международном поиске</p> <p style="text-align: center;">26 сентября 2019 (26.09.2019)</p>																		
<p>Наименование и адрес ISA/RU: Федеральный институт промышленной собственности, Бережковская наб., 30-1, Москва, Г-59, ГСП-3, Россия, 125993 Факс: (8-495) 531-63-18, (8-499) 243-33-37</p>		<p>Уполномоченное лицо: <p style="text-align: center;">И. Горностаев</p> Телефон № 8(495) 531-64-81</p>																		

ОТЧЕТ О МЕЖДУНАРОДНОМ ПОИСКЕ

Номер международной заявки

PCT/RU 2018/000732

С. (Продолжение). ДОКУМЕНТЫ СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕВАЛЕНТНЫМИ		
Категория*	Цитируемые документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту №
A	US 4801113 A (GRUMMAN AEROSPACE CORPORATION) 31.01.1989, реферат, фиг. 1	1-4
A	RU 2594828 C1 (БОЛОТИН НИКОЛАЙ БОРИСОВИЧ) 20.08.2016, формула	1-4
A	RU 2530443 C1 (ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ "МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ МАШИНОСТРОИТЕЛЬНЫЙ УНИВЕРСИТЕТ) 10.10.2014, реферат	1-4