

СХЕМЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ УДАРНО-ВОЛНОВЫХ ТЕЧЕНИЙ. ОБЗОР ПО ПАТЕНТНЫМ МАТЕРИАЛАМ. ЧАСТЬ 2

Л.Б. Рулева

*Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук,
Москва, 119526, проспект Вернадского 101-1*

Аннотация

Приведены результаты патентных исследований по схемам экспериментальных установок для исследования гиперзвуковых ударно-волновых течений. Рассмотрены варианты инициации ударной гиперзвуковой волны, конструкций гиперзвуковых ударных аэродинамических труб, способы крепления моделей летательных аппаратов и визуализации процессов обтекания моделей гиперзвуковыми потоками газовых смесей.

EXPERIMENTAL PLANTS SCHEMES FOR SHOCK WAVES CURRENTS. PATENTS MATERIALS REVIEW. PART 2

L.B. Ruleva

Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow, 119526

The patent studies results of experimental plants schemes for hypersonic shock waves currents researches are brought. Initiation variants of hypersonic wave, hypersonic aerodynamic shock tubes constructions, fastening methods for models of flying vehicles, models hypersonic gas blends currents flow around processes visualization, are examined.

1. ВВЕДЕНИЕ

Экспериментальные установки европейских научных центров для исследования гиперзвуковых ударно-волновых течений [1] эффективно применяются для решения задач аэрокосмической отрасли. Созданная в ИПМех РАН гиперзвуковая аэродинамическая ударная труба [1] также предназначена для экспериментальных исследований задач обтекания моделей летательных аппаратов ударными гиперзвуковыми потоками газовых смесей, а также изучения физической кинетики последних. Современные тенденции в конструкциях таких экспериментальных установок, приспособленных для решения современных исследовательских задач с применением современного оборудования, будут проанализированы по запатентованным техническим решениям. Необходимо также выявить насколько соответствует современным требованиям гиперзвуковая аэродинамическая ударная труба ИПМех РАН.

2. ОБОСНОВАНИЕ ЗАДАЧ ПАТЕНТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

2.1. Схема установки ИПМех РАН

В ИПМех РАН создана гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба для исследований физической кинетики потоков газовых смесей при обтекании ими моделей летательных аппаратов на гиперзвуковых скоростях. Экспериментальная установка содержит традиционные для этих задач блоки. Однако среди многообразия вариантов конструкций гиперзвуковых труб и способов инициации ударной волны наиболее предпочтительными являются относительно безопасные и технологичные варианты, позволяющие достичь заданных чисел Маха. Это явилось целью настоящих патентных

исследований. Кроме того, необходимо было определить место созданной в ИПМех РАН установки среди современных аналогичных устройств.

Гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба (ГУАТ) ИПМех РАН рассчитана на числа Маха, равные $M=6 \div 12$. Экспериментальная установка имеет общую длину 13 м. и внутренний диаметр 80 мм. Установка содержит основные блоки: камеру высокого давления (КВД), камеру низкого давления (КНД) и вакуумный блок-ресивер. Давление в КВД регламентируется Правилами котлонадзора, хотя технологические возможности установки многократно выше. Возможности вакуумных насосов для КНД и ресивера – 10^{-7} и 10^{-10} mbar, соответственно. В ресивере имеются иллюминаторы с окнами, диаметром 200 мм, а также установлено сопло и кронштейны для крепления моделей летательных аппаратов. Схема гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы ИПМех РАН показана на рис. 1.

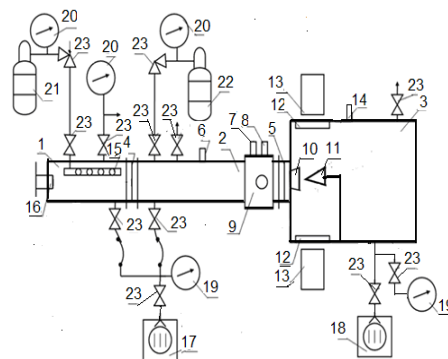


Рис.1. Схема ГУАТ

На рис.1. изображены: 1 – КВД; 2 – КНД; 3 – ресивер; 4, 5 – мембраны; 6, 7, 8 – пьезодатчики; 9 – рабочая камера с несъемным окном; 10 – сопло; 11 – модель на кронштейне; 12 – съемные окна; 13 – оптическое устройство (теплер); 14 – клеммы датчиков модели; 15 – распределительная трубка; 16 – пробка; 17, 18 – высоковакуумные откачные посты (насосы); 19 – вакуумные датчики; 20 – манометры; 21, 22 – баллоны с толкающим и рабочим газами, соответственно; 23 – краны, редукторы, шиберы. Связи пьезодатчиков с регистрирующими устройствами на рис.1. не показаны.

2.2. Задачи патентных исследований

Современное состояние гиперзвуковых ударных аэродинамических установок необходимо проанализировать за последние 10 лет по промышленно развитым странам. Интерес вызывают: общая компоновка гиперзвуковых ударных аэродинамических труб, конструкция КВД, КНД, безопасные способы получения ударной волны, крепление моделей, визуализация процессов обтекания моделей газовыми потоками.

Кроме гиперзвуковых ударных аэродинамических труб (ГУАТ) необходимо рассмотреть гиперзвуковые ударные трубы (ГУТ) и гиперзвуковые аэродинамические трубы (ГАТ), т.к. они имеют общие элементы конструкции, способы инициации ударной волны и визуализации процессов.

3. АНАЛИЗ ПАТЕНТНЫХ МАТЕРИАЛОВ

3.1. Классификация технических решений

При проведении патентных исследований выявлено 45 релевантных, с различной степенью соответствия, патента. Из них 28 российских и 17 иностранных. Иностранные патенты представлены следующими странами: Япония, Китай, Австралия, США. Европейское патентное ведомство располагает патентами упомянутых выше стран и российскими патентами.

Правообладателями в нашей стране и за рубежом являются, в основном, крупные научно-исследовательские центры. В России – это Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского», Центральный научно-исследовательский институт машиностроения и др. В США - BAKER ENGINEERING AND RISK CON; METALLGESELLSCHAFT AG. В Японии – MITSUBISHI HEAVY IND LTD, MITSUBISHI ELECTRIC CORP, KOBE STEEL LTD, ISHIKAWAJIMA HARIMA HEAVY IND, AERO SYST ENG INC. В Австралии – университет UNIV. QUEENSLAND. В Китае – XIAN JIAOTONG UNIV.

Обилие патентного материала свидетельствует об актуальности проблемы и национальной поддержке исследований в области ударных аэродинамических труб в ведущих странах мира.

Отобранные для анализа патенты по тематике можно разделить на следующие группы: ударные трубы (без ресивера), ударные аэродинамические трубы (с изолированным выходным блоком) и аэродинамические трубы (продувные).

Основной интерес вызывает первая группа, однако составляющие аэродинамических труб, позволяющие получить гиперзвуковые скорости, также учтены.

Способы и устройства, иницирующие ударную волну можно разделить на следующие группы:

- создание давления в камере высокого давления (КВД) с помощью поршня;
- создание давления в КВД при ее нагреве;
- инициирование ударной волны взрывом;
- создание давления газа, напускаемого из баллона или компрессора (метод, в основном, для аэродинамических труб).

По способам и устройствам формирования ударной волны и достижения требуемого числа Маха в камере низкого давления (КНД), ударной трубе, стволе; ударные трубы делятся на поршневые, и без поршня.

По способам получения гиперзвукового потока выделена группа патентов в которых используют вакуумированные камеры. Патенты, посвященные исследованию гиперзвукового потока в тестовой камере с моделями, образуют группы:

- с гиперзвуковыми соплами;
- с устройствами фиксации моделей летательных аппаратов;
- с устройствами исследования гиперзвуковых потоков.

На рис.2 показана схема классификации найденных технических решений по группам.

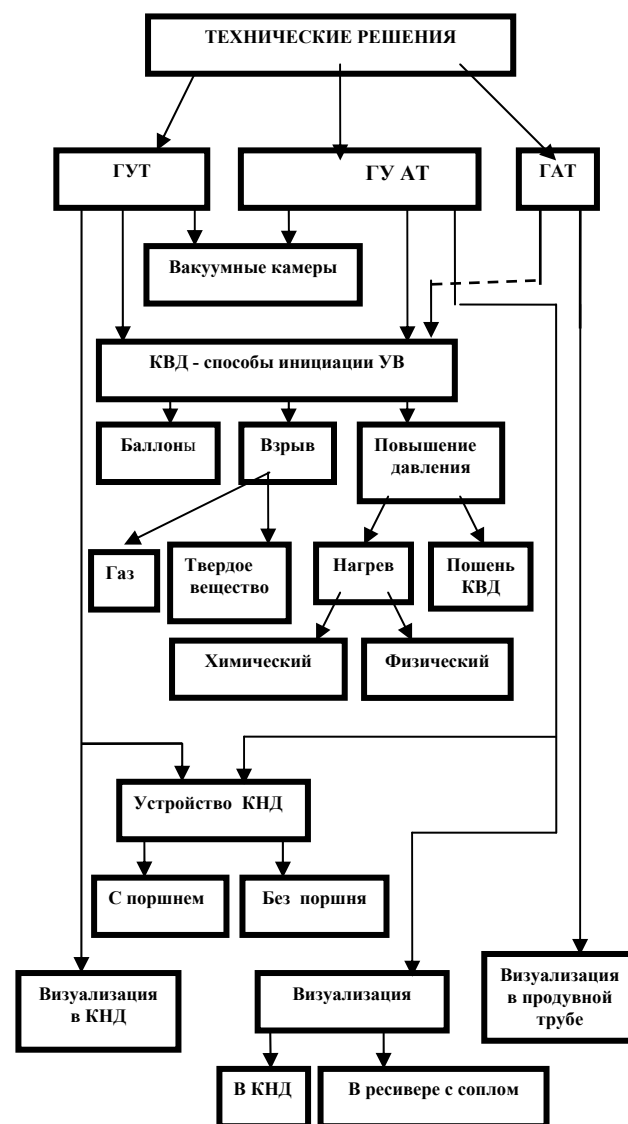


Рис.2. Классификация технических решений

Проанализируем содержание патентов, относящихся к этим наиболее важным группам.

3.2. Создание ударной волны поршнем в камере высокого давления

Аэродинамическая труба по патенту JP 4307344 [2], компании ISHIKAWAJIMA HARIMA HEAVY IND, изображенная на рис.3, расположена вертикально и содержит падающий поршень (1), шток (3) которого попадает в ствол (5). Амортизаторы (2) при падении попадают на уступы (4).

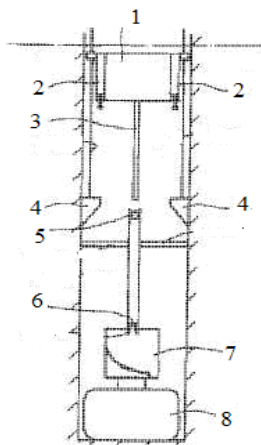


Рис.3. Вертикальный поршень

Сжатый воздух инжектируется в измерительную камеру, связанную с вакуумным баком. В установке можно генерировать ударную волну со сверхзвуковой скоростью. Отличительная черта установки – отсутствие камеры высокого давления, что повышает безопасность эксперимента.

В патенте JP 8178092 [3], компании AERO SYST ENG INC, описана камера высокого давления с поршнем в ней. При движении поршня давление нарастает. Через выпускной клапан поршня газ прорывается в протяженный канал низкого давления и испытательную камеру с моделью профиля летательного объекта.

Поршень для высокоэнтальпийного воздушного потока в аэродинамической трубе фирмы METALLGESELLSCHAFT AG заявлен в патенте US 4898028 [4]. Под давлением 20 бар поршень начинает движение в канале, под его напором прорывается диафрагма. Ударная волна поступает во второй канал, заполнена тестируемым газом. После прорыва второй диафрагмы ударная волна приобретает сверхзвуковые свойства. Схема установки представлена на рис. 4. Здесь изображены: камера (1), поршень (2), тормоз (3), мембраны (4,7), модель (9) и расширяющаяся как сопло труба (8). Положение поршня с обоих торцов контролируется.

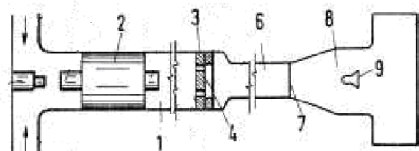


Рис.4. Поршень в КВД

Задача торможения таких поршней решается в патенте US 5245868 [5]. Диаметр трубы с поршнем больше диаметра трубы после диафрагмы.

Патент RU 2166186 [6], патентообладатель – Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е.Жуковского» (ФГУП «ЦАГИ»); описывает аэродинамическую трубу для исследований при больших числах Рейнольдса и гиперзвуковых числах Маха. Она имеет форкамеру, сопло и систему газообеспечения, а также снабжена левым и правым мультипликаторами давления, установленными симметрично с образованием общей форкамеры. Поршни левого и правого мультипликаторов давления установлены с возможностью перемещения навстречу друг другу. Имеется система гидравлической синхронизации движения этих поршней, которая выполнена в виде сдвоенного мультипликатора с двумя ступенчатыми поршнями. Они установлены с возможностью перемещения в противоположные стороны и образуют полости с общей камерой между ними. Технический результат изобретения, по мнению заявителя, заключается в расширении экспериментальных возможностей аэродинамической трубы путем увеличения ее предельных температур, чисел Рейнольдса и продолжительности испытаний.

Ударная аэродинамическая труба патента JP 7260620 [7] фирмы MITSUBISHI HEAVY IND LTD формирует высокое давление с помощью двух встречно направленных поршней (1), расположенных в трубах (2). В остальном конструкция трубы выполнена традиционно: с протяженной камерой низкого давления (8), мембраной (7), соплом (9) и отсеком (10) с исследуемой моделью. Установка изображена на рис.5.

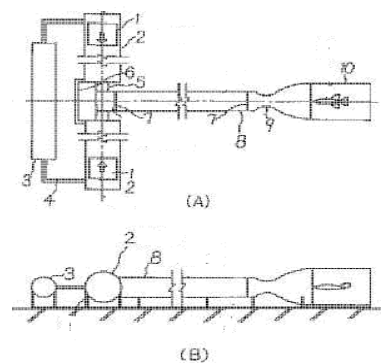


Рис.5. Встречно направленные поршни

Гидравлическая система (3,4) синхронизирует движения поршней.

Анализ этой группы патентов показал следующее.

- Наличие поршня в КВД, в основном, характерно для аэродинамических труб.
- Мощные поршни располагаются в форкамере, иногда заменяющей КВД, которая связана непосредственно с соплом, без КНД. Получение больших чисел Маха напрямую зависит от мощности гидравлических или электрических установок, что сужает их применение.

- Движение одного или нескольких поршней в КВД требует систем синхронизаций, торможения, контроля.

Наиболее простым и безопасным техническим решением, которое может быть использовано для начальных экспериментов, является JP 4307344 [2]. Однако оно не имеет перспектив значительного увеличения числа Маха.

3.3. Создание ударной волны нагревом газа

В описании к патенту RU 2270430 [8] (патентообладатель – Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е.Жуковского» (ФГУП «ЦАГИ») объектом защиты является способ получения гиперзвукового потока в аэродинамической трубе. Разогрев рабочего газа в замкнутом объеме производят с помощью кауперного подогревателя газа, после чего выталкивают его при постоянных параметрах торможения через аэродинамическое сопло. Устройство содержит мультипликатор давления, из малого цилиндра которого поступает рабочий газ. При этом кауперный подогреватель газа установлен между мультипликатором давления и пусковым устройством. В патенте утверждается, что исходный запас рабочего газа увеличивается более чем на порядок, увеличивается продолжительность рабочего режима, снижается загрязнение рабочего газа.

В патенте RU 2270429 [9], того же патентообладателя, предложены варианты способа получения гиперзвукового потока для аэродинамических испытаний. Разогрев рабочего газа в замкнутом объеме производят с помощью резистивного нагревателя. Технический результат – тот же.

В заявках 2004110500 [10] и 96108976 [11] описываются способы получения гиперзвукового потока при подогреве газа с помощью кауперного нагревателя и выталкивании его через аэродинамическое сопло.

Патентообладатель патента SU 1776125 [12] – Центральный научно-исследовательский институт машиностроения; предлагает химический метод увеличения скорости кислородсодержащих потоков. Способ создания рабочего потока в аэродинамической трубе заключается в том, что в рабочий газ дополнительно подают закись азота, а подачу сжатого гелия осуществляют до достижения средней температуры смеси в форкамере величины $600 \div 1300$ К, при этом перед вытеснением смеси через сопло ее выдерживают в форкамере в течение $0.001 \div 1$ с до инициирования реакции разложения. С целью моделирования натуральных условий взаимодействия рабочего потока с исследуемым объектом путем воспроизведения реального состава воздуха по кислороду и углекислому газу, подачу закиси азота и метана в форкамеру осуществляют при мольных долях, равных, соответственно, 0.527 и 0.00414.

Последний патент имеет очень узкую, с позиций настоящих исследований, область применения и ограничен для исследований других газовых смесей. Подогрев КВД может быть полезен для снижения конденсата, а не для инициации ударной волны.

3.4. Иницирование ударной волны взрывом

В патенте JP 6213763 [13] используется взрыв в детонационной трубе, который создает ударную волну, которая ускоряется поршнем во второй секции трубы, третья секция трубы заполнена рабочим газом под низким давлением и связана с четвертой секцией – приемником ударной волны. Все четыре секции разделены между собой диафрагмами.

Для исследований воздействий ударной волны на объект при мощных взрывах, инициируется ударная волна взрывчатым веществом. Одним из патентообладателей из этой группы является Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт экспериментальной физики, Министерство Российской Федерации по атомной энергии. Его патенты RU 2217723 [14] и RU 2002110778 [15] описывают ударную трубу с открытым и закрытым торцами для размещения объекта испытаний, источник ударной волны – взрывчатое вещество, экран для гашения ударных волн, выполненный в виде гибких элементов, закрепленных вертикально и горизонтально на открытом торце ударной трубы и содержит заслонки. Технический результат изобретения заключается в обеспечении испытаний объектов на непосредственное воздействие взрывных ударных волн с параметрами, близкими реализуемыми на различных расстояниях от мощного взрыва.

Устройство для нагружения (испытания) двигателя внутреннего сгорания воздушной ударной волной по патенту 2382345 [16] содержит ударную трубу и источник ударной волны, содержащий детонатор. Ударная труба выполнена с сужением в средней ее части. Источник ударной волны выполнен в виде камеры со сжатым газом, сопряженной через разрушаемую диафрагму с одним концом ударной трубы. Детонатор размещен в камере на диафрагме. На другом конце ударной трубы установлен управляемый запорный орган, снабженный электромеханическим приводом. К средней части ударной трубы подсоединен патрубок, свободный конец которого выполнен с возможностью соединения с выхлопной трубой испытуемого объекта. Устройство содержит блоки управления, обработки информации и представления информации; датчики температуры и давления. Как заявлено в описании к патенту, в нем решается задача повышения безопасности устройства за счет уменьшения мощности взрыва детонатора.

Рассмотрим вариант применения взрывчатого вещества для подрыва диафрагмы.

Метод генерации высокоскоростного потока в ударной аэродинамической трубе связанный с разрушением диафрагмы в этой трубе изложен в патенте JP 9079938 [17]. Устройство содержит камеры высокого давления, заполненную толкающим газом – гелием, промежуточную камеру с инертным газом и камеру низкого давления с исследуемым газом, разделенные между собой двумя диафрагмами. Первая диафрагма, между камерой высокого давления и промежуточной камерой, вскрывается (взрывается вещество на ней), при фокусировки на ней лазерного луча. Вскрытие второй диафрагмы, перед камерой низкого давления,

связано с первой и происходит до прихода волны расширения. Время вскрытия диафрагм, время прохождения ударной и отраженной волн связаны. Интерес вызывает связь времени вскрытия диафрагм со временем прохождения потока сквозь модель. Однако подробностей этого технического решения в патенте не найдено. Кроме того, взрывчатое вещество при вскрытии диафрагмы может быть увлечено потоком газовой смеси, что исказит картину обтекания модели.

Установки с взрывчатыми веществами, особенно с открытым концом трубы, опасные для использования.

3.5. Инициация ударной волны напуском газа из баллона (компрессора)

Маломощная, многофункциональная аэродинамическая установка представлена университетом XIAN JIAOTONG UNIV по патенту CN 87206252 [18]. Воздушный напор получают от 1 кВт компрессора. Устройство содержит ударную трубу, емкость хранения воздуха, регулирующий клапан, сопло и т.д. Многофункциональная ударная труба позволяет получать различные типы скорости воздушного течения, в том числе пульсирующий поток.

Большая продувная аэродинамическая труба запатентована ISHIKAWAJIMA HARIMA HEAVY IND изобретением JP 9021721 [19]. Она содержит наполняемый воздухом баллон и непосредственно трубу. Труба имеет два сужения диаметра (горла). Путем регулировки давления в аэродинамической трубе обеспечивает высокое число Рейнольдса и позволяет доводить скорость потока до сверхзвуковых скоростей.

Анализ патентов этой группы показывает, что использование баллона или компрессора для создания ударных волн приемлемо. Метод предназначен, в основном, для аэродинамических труб и может быть использован для начальных экспериментов на ударных трубах.

3.6. Установки с поршнем в камере низкого давления (стволе)

Группа авторов заявителя – Центрального научно-исследовательского института машиностроения (ЦНИИМаш), ранние (1967–1990 г) авторские свидетельства по аэродинамическим установкам с поршнем в камере низкого давления преобразовала в патенты, датированные 2006–2008 г. Рассмотрим их.

Установка адиабатического сжатия по патенту SU 1840310 [20] состоит из баллона с газом (1), ствола (3), форкамеры (6) с соплом (7) и рабочей части (8), как показано на рис.6.

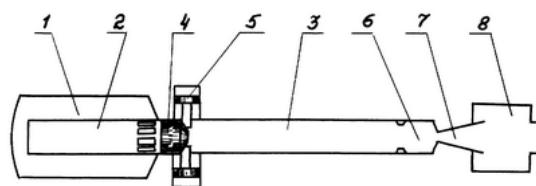


Рис.6. Поршень в КВД

При этом в канале ствола установлен поршень (4) и механизм его фиксации (5) в исходном положении. Кроме того, установка снабжена трубой (2) с глухим

концом и окнами, размещенной в полости баллона с газом и сочлененной с торцом ствола установки. При этом указанные окна выполнены на участке трубы в районе ее стыка с названным стволом. Установка привлекательна безопасностью эксперимента и может быть полезна на начальном этапе экспериментов.

Патент SU 1840308 [21] развивает предыдущее изобретение. Конструкция – та же. Отличие в том, что в трубе смонтирован вспомогательный уплотненный подпружиненный поршень с обратным клапаном, связывающим внутреннюю полость поршня с внутренней полостью баллона.

Как видно из дальнейшего усовершенствования приведенной выше поршневой газодинамической установки, в патенте SU 547144 [22] регулируется давление и повторно используется вытеснительный газ. Установка содержит ствол, на концах которого установлены плунжеры, закрепленные на подвижной платформе, свободный поршень в стволе, перемещаемый истекающим газом, а также камеры высокого и низкого давления, разделенные регулятором давления. Установка снабжена емкостью для вытеснительного газа, соединенной с камерой высокого давления через регулятор давления. Увеличение длительности рабочего цикла явилось целью данного изобретения.

Следующее усовершенствование предыдущего устройства, изложенное в патенте SU 586710 [23], имело целью расширение режимов работы установки путем обеспечения многократной подачи и сжатия рабочего газа поршнем. Для этого в стволе поршневой газодинамической установки выполнены отверстия сброса толкающего газа, а на заднем плунжере жестко закреплен клапан подачи толкающего газа.

Поршневая газодинамическая установка по патенту SU 693791 [24], содержащая источник газа высокого давления, соединенный через регулятор расхода с баллоном, состыкованным со стволом, внутри которого размещен основной поршень и на выходе которого установлена форкамера с обратным клапаном, снабжена дополнительным поршнем, соединенным с основным посредством штока и размещенным в трубе, соосно установленной внутри ствола. Целью дальнейшего усовершенствования установки явилось повышение безопасности работы и ресурса при использовании рабочих газов, вступающих в экзотермические реакции, путем обеспечения заданной конечной температуры сжимаемого газа при сохранении высокого уровня давлений.

Установка адиабатического сжатия по патенту SU 1047280 [25], содержащая последовательно соединенные баллон высокого давления, ствол, в котором размещены рабочий поршень и стопор, форкамеру с аккумулялирующими полостями высокого и низкого давления, управляемым и обратным клапанами, снабжена запорным клапаном, установленным между аккумулялирующими полостями и выполненным в виде цилиндрической камеры, подпружиненного поршня со штоком, размещенного в этой камере, и запорного элемента, соединенного со штоком. При этом в торцевой стенке выполнено отверстие, в котором размещен шток с зазором, образующим дроссельный канал, при-

чем площадь поршня превышает площадь запорного элемента на $15 \div 20\%$.

Способ адиабатического сжатия газа в аэродинамической установке и аэродинамическая установка адиабатического сжатия по патенту SU 1301105 [26] – это последние из рассматриваемых технических решений указанных выше разработчиков, посвященные установкам с поршнями. Рассмотрим их. Способ адиабатического сжатия газа в аэродинамической установке заключается в том, что газ адиабатически сжимают в емкости сжатия, дросселируют сжатый газ из емкости сжатия в аккумулирующую емкость и затем осуществляют его дожатие в аккумулирующей емкости с последующим его истечением через сопло установки. Газ из аккумулирующей емкости возвращают в емкость сжатия и повторно осуществляют его адиабатическое сжатие, дросселирование и дожатие в аккумулирующей емкости. Аэродинамическая установка адиабатического сжатия содержит емкость сжатия в виде ствола с отверстиями для сброса толкающего газа и со свободным поршнем плунжера. На подвижной платформе установлен ресивер с пусковым устройством, соединенный каналом подвода толкающего газа с одним из плунжеров. Аккумулирующие емкости высокого и низкого давлений разделены регулятором давления, причем аккумулирующая емкость низкого давления соединена с соплом. Аккумулирующая емкость высокого давления соединена со стволом посредством канала у свободного плунжера. На входе канала в аккумулирующей емкости высокого давления установлен обратный клапан. Кроме того, установка снабжена управляемым клапаном, размещенным в канале на выходе ствола, и приводом в виде пневмоцилиндра, соединенным с обратным клапаном.

В патенте JP7218380 [27] с помощью тяжелого поршня и регулируемой щелью перед соплом получают сверхзвуковое течение газа. Использование пористого вещества в медной обойме перед соплом позволяет избавиться от вибрации, вызываемой поршнем.

Гиперскоростная аэродинамическая труба с баллистическим поршнем представлена заявкой WO 8902071 [28] университета Австралии UNIV QUEENSLAND [AU]. Содержит камеру высокого давления (1), трубу сжатия с протяженным длинным поршнем (2) и две диафрагмы. На рис.7 изображен фрагмент заявленного устройства.

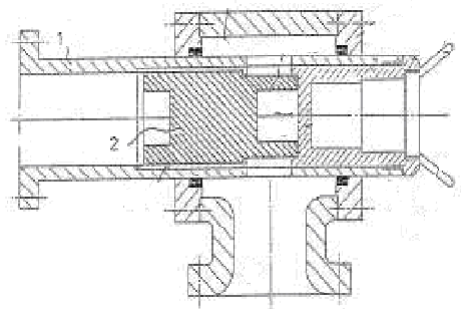


Рис.7. Длинный поршень в КВД

Поршневая установка при заявленных высоких числах Маха описана в патенте RU 95107489 [29] -

способе и устройстве для получения воздушного потока с натурными параметрами, – число Маха достигает $M=25$. Заявитель и автор – одно частное лицо. Патент представляет большой интерес. Декларируется, что патент применим в аэродинамике ракетно-космических аппаратов. Схема аэродинамической трубы позволяет получить на срезе метрового сопла натурные скорости потока воздуха $0.07 \div 7.5$ км/сек, соответствующие числам $M=2 \div 25$, при температуре и давлении воздуха $216 \div 350$ К и $0.003 \div 98$ мм рт.ст. Время истечения $1 \div 15$ сек. В основу изобретения положена схема аэродинамической установки адиабатического сжатия с двухступенчатым подводом энергии: при подогреве электрическим разрядом при постоянном объеме – в стволе, в котором после подогрева воздух сжимается поршнем, после чего сжатый воздух вытекает через сверхзвуковое сопло. Второй этап подвода энергии воздуха в процессе сжатия совпадает с таким же процессом в обычных установках адиабатического сжатия, но в отличие от последних сжатый воздух запирается перед соплом не обратным клапаном в форкамере, а фиксируемым в стволе тормозными колодками поршнем в момент его останова. Способ получения воздушного потока с натурными параметрами, соответствующими числам $M=10 \div 25$, заключающийся в том, что канал ствола с поршнем заполняют сжатым газом с обеспечением соответствующего числа M соотношения давлений по обеим сторонам от поршня, соотношения давлений, гарантирующего от удара поршня в обратный клапан, после чего поршень освобождают и адиабатически сжимают воздух в проточной части канала ствола, из которого его направляют в сверхзвуковое сопло, и полученным потоком обдувают модель, при этом на время обдува модели воздух запирают перед сверхзвуковым соплом обратным клапаном, отличающийся тем, что проточную часть канала ствола наполняют меньшим количеством воздуха, а перед освобождением поршня воздух подогревают до получения прежнего соотношения давлений по обеим сторонам от поршня. Уменьшение количества газа осуществляют в размере от 4 до 22 раз в зависимости от числа M и скорости потока на выходе из сверхзвукового сопла. В качестве газа, подаваемого в проточную часть канала ствола, используют смесь из 15% азота и 85% его закиси, а подогрев газа осуществляют посредством электрического разряда с энергией $500 \div 23000$ ккал в зависимости от числа M , при этом обеспечивают разложение закиси азота на кислород и азот. Подогрев газа осуществляют за $0.1 \div 0.2$ секунды до освобождения поршня. Система запирания сжатого газа перед сверхзвуковым соплом с помощью обратного клапана снабжена электроразрядной системой подогрева газа в проточной части канала ствола и системой охлаждения стенок ствола, форкамеры и сверхзвукового сопла. При этом система запирания сжатого газа перед сверхзвуковым соплом образована поршнем с системой торможения, размещенной в его боковой стенке, а система охлаждения выполнена из листовой полированной медной облицовки с внутренними каналами и кольцевых центробежных форсунок, установленных в конце форкамеры и перед

критическим сечением сверхзвукового сопла, а облицовка размещена на концевом участке проточной части канала ствола, причем каналы внутри облицовки и форсунки подключены к системе подачи охлаждающей воды. Система торможения поршня выполнена в виде тормозных накладок и поршней, установленных в проточках стенки поршня ствола с возможностью синхронного перемещения и взаимодействия с внутренней стенкой канала ствола.

Все вышеприведенные патенты содержат многообразные признаки других групп: инициирование ударной волны напуском газа из баллонов, нагрев его, наличие поршня с системами управления и торможения.

К недостаткам можно отнести то, что системы управления – механические, а современные установки предполагают электронное и компьютерное управление процессом. Вызывает сомнение операция охлаждения ударной трубы перед соплом. При замкнутой системе, сброс газового потока сквозь модель в емкость, возможен конденсат. Кроме того, поршень, используемый в КНД, обладает инерционностью.

3.7. Установки с вакуумными камерами

Патенты SU 1107634 [30], SU 1127414 [31] описывают беспоршнеую установку и способ инициации газового потока, характерную по структуре современным ударным аэродинамическим трубам, содержащим вакуумные камеры.

Импульсная аэродинамическая установка по патенту SU 1107634 [30] содержит последовательно соединенные камеру высокого давления, цилиндрический канал, сопло, рабочую часть и вакуумную камеру, а также импульсные задвижки, одна из которых установлена на выходе камеры высокого давления, а другая – размещена в конце рабочей части. В установку введены перфорированные диафрагмы, установленные в сопле.

Способ реализации трансзвукового режима течения по патенту SU 1127414 [31] включает накопление рабочего газа, задание начального уровня давления в рабочей части, открытие запорно-регулирующего клапана и дросселирование потока с одновременным увеличением площади поперечного сечения потока. После достижения волной сжатия торца рабочей части, противоположного соплу, обеспечивают поступление рабочего газа в емкость поглощения через этот торец.

Сверхзвуковая аэродинамическая труба заявленная фирмой MITSUBISHI HEAVY IND LTD в патенте JP 60213843 [32], Воздушный канал, состоящий из камеры с давлением 10 атм, через клапанный затвор соединенной с накопительной трубой под давлением 5 ат, связанной с измерительной трубой, находящейся под давлением 0.6 атм и вакуумной частью конструкции, соединенной с вакуумным насосом. Имеется два сужения (горловины) в воздушном канале. Воздушным напором управляют и получают $M=4$.

Вакуумирование камер низкого давление и приемной камеры (с моделью) является перспективным.

3.8. Конструкции с гиперзвуковыми соплами

Патент RU 753260 [33] – гиперзвуковая аэродинамическая труба импульсного типа. Устройство содер-

жит последовательные соединенные между собой форкамеру и сверхзвуковое сопло, а также тепловой экран, образующий со стенками форкамеры и сверхзвукового сопла профилированный канал. Тепловой экран выполнен в виде дозвукового сопла, размещенного в форкамере и в сужающейся части сверхзвукового сопла, имеющего площадь критического сечения меньше площади выходного сечения дозвукового сопла, причем часть теплового экрана, размещенная по длине форкамеры, выполнена перфорированной. Целью изобретения явилось повышение ресурса эксплуатации аэродинамической трубы путем повышения эффективности ее теплозащиты.

Патентообладатель патента RU 1528116 [34] – Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е.Жуковского. Им заявлено сверхзвуковое осесимметричное профилированное сопло аэродинамической трубы. Изобретение относится к экспериментальной аэродинамике и может быть использовано в конструкциях гиперзвуковых аэродинамических труб. Целью изобретения является улучшение эксплуатационных характеристик путем расширения диапазона чисел M и повышение качества потока на выходе из сопла. Для этого отношение длин отсеков составляет

$$L_2/L_1 = (0.63 \pm 0.02)(D/d_*)^{0.6},$$

где L_1 – длина сменного отсека 1; L_2 – длина стационарного отсека 2; D – диаметр выходного сечения; d_* – диаметр критического сечения сопла.

Патент US 6763696 [35] фирмы BAKER ENGINEERING AND RISK CON (US) описывает ударную трубу в традиционной комплектации, схема которой приведена на рис.8.

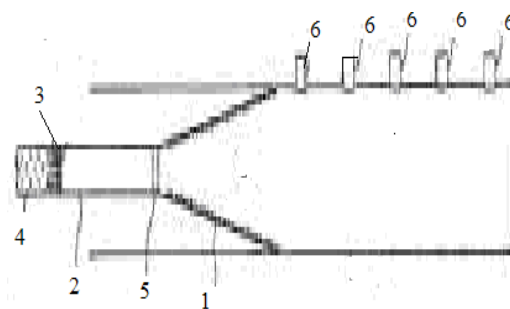


Рис.8. Вид гиперзвукового сопла

Отличие заключается в наличии абсорбционного материала (4) управляющей камеры (2), высокого давления) и расширяющейся секции (1) трубы (два положения), выполняющей роль сопла. Имеются вентили (6) и в измерительной секции и в расширяющейся секции.

3.9. Устройства исследования гиперзвуковых потоков

Группа изобретений, патентообладатель которых Федеральное государственное унитарное предприятие "Летно-исследовательский институт имени М.М. Громова" (г. Жуковский) представляет особый интерес. Все они посвящены гиперзвуковым аэродинамическим трубам современной конструкции и комплектации

современными приборами для исследований, а также блоками управления, связанными с ЦВМ.

Газодинамическая установка по патенту RU 46356 [36] содержит гиперзвуковую аэродинамическую трубу (АДТ), в которой последовательно расположены баллон с высоким давлением воздуха, регулирующий дроссель, электродуговой подогреватель, дозирующее устройство первичное сверхзвуковое сопло, магнитно-гидродинамический (МГД) ускоритель Фарадея с управляющими обмотками, вторичное сопло, рабочая часть АДТ с исследуемой моделью и державкой, выходное сопло, многоступенчатая система эжекторов, датчики давления и температуры, соединенные через преобразователь с входом ЭВМ, аппаратура скоростной киносъемки, спектрограф, лазер на свободных электронах, содержащий линейный индукционный ускоритель электронов, инжектор электронов, электромагнитный ондулятор, управляющая катушка которого через преобразователь соединена с первым выходом ЭВМ, а второй выход ЭВМ через преобразователь соединен с управляющими обмотками МГД-ускорителя Фарадея.

Газодинамическая установка RU 51737 [37], включающая гиперзвуковую аэродинамическую трубу (АДТ), в которой последовательно расположены баллон с высоким давлением газа, форкамера – длинный канал высокого давления, сопло Лавала, рабочая часть с поддерживающими модель механизмами, диффузор и вакуумная полость, три быстродействующих клапана, расположенных после баллона высокого давления, перед форкамерой, после рабочей части, блоки, управления которых соединены с цифровой вычислительной машиной (ЦВМ), лазер на свободных электронах (ЛСЭ), включающий линейный индукционный ускоритель электронов, инжектор электронов, электромагнитный ондулятор, управляющая обмотка которого включена к блоку управления ЛСЭ и далее – к ЦВМ, ионные зонды с блоком преобразования параметров потока плазмы, топографический интерферометр, связанные с ЦВМ, аппаратура скоростной киносъемки. После быстродействующего клапана баллона высокого давления введена замкнутая магнитная ловушка типа токамак, включающая первичную обмотку железного сердечника, катушки тороидального магнитного поля, лайнер выравнивания электрического поля, вакуумную камеру, которая через переходный соединительный патрубков и быстродействующий клапан соединена с форкамерой АДТ, а с помощью волновода – с источником электромагнитного излучения нагрева плазмы, соединенного с ЦВМ.

В данном патенте отсутствует камера низкого давления, в которой, с традиционной точки зрения, происходит формирование ударной волны. Камера высокого давления (отмечается, что она длинная) соединена с соплом. Это обстоятельство нуждается в изучении.

Газодинамическая установка, патент RU 61878, [38] включающая гиперзвуковую аэродинамическую трубу (ГАТ), в которой последовательно расположены баллон с высоким давлением газа, регулирующий дроссель, электродуговой подогреватель, дозирующее устройство, первичное сверхзвуковое сопло, магнитно-гидродинамический (МГД) ускоритель с управляю-

щими обмотками, вторичное сопло, рабочая часть ГАТ с исследуемой моделью летательного аппарата (ЛА) и державкой, система электромагнитной подвески модели (СЭМП) с силовыми и контрольными электрическими обмотками, установка визуализации неоднородностей потока с двумя лазерами, поляризаторами, полупрозрачными отражателями, блоком электромагнитного стимулирования прозрачности, выход которого оптически связан с картиной изображения, полупрозрачным отражателем, поляризатором, фотоэлектронным умножителем (ФЭУ) и регистратором изображения на основе прибора с зарядовой связью (ПЗС), выходное сопло, многоступенчатая система эжекторов, а также цифровую вычислительную машину (ЦВМ), соединенную первым входом через блоки преобразования с ионными и магнитными зондами параметров плазмы, вторым входом – с управляющими обмотками МГД-ускорителя, третьим входом – с контрольной обмоткой СЭМП, четвертым – с регистратором ПЗС, пятым – с выходом ФЭУ, в рабочей части ГАТ содержится взрывной магнитогидродинамический генератор (ВМГ) с блоком управления, электромагнитная квадрупольная система с противоположно запитанными током шинами и силовыми обмотками для создания нулевой магнитной линии и два сетчатых высоковольтных электрода, плоскости которых перпендикулярны потоку плазмы, расположенных на расстоянии друг от друга перед моделью ЛА и соединенных с выходными обмотками ВМГ, связанного через блок управления ВМГ с шестым входом ЦВМ.

Газодинамическая установка (ГУ) по патенту RU 75742 [39], включающая гиперзвуковую аэродинамическую трубу (ГАТ) с оптическими окнами, в которой расположены баллон с высоким давлением газа, регулирующий дроссель, электродуговой подогреватель, дозирующее устройство, первичное сверхзвуковое сопло, магнитогидродинамический (МГД) ускоритель с управляющими электрическими обмотками, вторичное сопло, рабочая часть ГАТ, внутри которой размещена исследуемая модель гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА), при этом снаружи на рабочей части ГАТ установлены перед моделью ГЛА ионизационный калориметр на основе полупроводникового детектора и фотоэлектронного усилителя (ФЭУ), у первого оптического окна – рентгеновская установка, содержащая электронную пушку с генератором высоковольтных импульсов, оптически связанную с электронной ловушкой, а через сцинтилляционный счетчик – с ФЭУ, у второго оптического окна ГАТ – спектрометр комбинационного рассеяния света (КРС), а вокруг модели ГЛА – система электромагнитной подвески модели (СЭМП) с силовыми и контрольными электрическими обмотками, выходное сопло, вакуумная емкость, и цифровую вычислительную машину (ЦВМ), соединенную первым входом через преобразователь сигналов со спектрометром КРС, вторым и третьим входами – через преобразователи сигналов блоков измерения электромагнитных полей с управляющими электрическими обмотками МГД – ускорителя и с контрольными электрическими обмотками СЭМП соответственно, четвертым и пятым входами

через анализаторы импульсов - с рентгеновской установкой и с ионизационным калориметром соответственно. В ГУ снаружи в передней области рабочей части ГАТ перед моделью ГЛА у третьего оптического окна установлен лазер с ядерной накачкой (ЛЯН), оптически связанный через второе окно ГАТ со спектрометром КРС, при этом органы управления реактивностью ЛЯН через согласующий блок управления связаны с шестым входом ЦВМ.

Импульсная газодинамическая установка RU 89700 [40], включающая гиперзвуковую аэродинамическую трубу (ГАТ) с оптическими окнами, в которой расположены баллон с высоким давлением газа, регулирующийся дроссель, электродуговой подогреватель с электрическими обмотками, дозирующее устройство, первичное сверхзвуковое сопло, магнитогидродинамический (МГД) ускоритель с управляющими электрическими обмотками, вторичное сопло, рабочая часть ГАТ, внутри которой размещена исследуемая модель гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА), диагностический электрический зонд (ДЭЗ) плазменного потока, лазер с ядерной накачкой (ЛЯН) с электроядерным устройством, ускорителем заряженных частиц (УЗЧ), инжектором и мишенью, сопряженной с выходом пучка ЛЯН, блоком управления, между вторичным соплом и рабочей частью ГАТ установленный в виде Z-образного колена отрезок трубы, в передней нижней части которого по оси установлено оптическое окно с оптической линзой, сопряженной с выходом пучка ЛЯН, выходное сопло, вакуумная емкость и цифровую вычислительную машину (ЦВМ). В устройство введен кольцевой высоковольтный разрядник, установленный перед моделью ГЛА на токоизолированной державке и соединенной одним электродом генератора высокого напряжения, а другим – с токоизолированной державкой модели ГЛА, теневая аппаратура регистрации ударных кумулятивных волн с источником света, нейтронный детектор, а ЦВМ первым, вторым, третьим входами соединена через преобразователи сигналов с управляющими электрическими обмотками МГД – генератора, электродугового подогревателя, ДЭЗ, а четвертым, пятым, шестым входами через преобразователи сигналов – с блоком управления УЗЧ, теневой аппаратурой регистрации ударных волн, нейтронным детектором.

Данный патент интересен сочетанием гиперзвукового обтекания моделей исследуемыми газами и высоковольтным разрядником, позволяющим получать тлеющий разряд в вакууме. Однако ни в одном из приведенных выше патентов наличие вакуума и тем более его глубина не заявлены.

Вариант наблюдения за исследуемой моделью изложен в патенте KOBЕ STEEL LTD JP 10002830 [41] Метод и устройство для аэродинамического тестирования моделей летающих объектов при больших числах Рейнольдса и числах $M=10$. В камере для исследования аэродинамических свойств моделей (в патенте она называется камерой высокого давления) много окон, просвечиваемых лазерами. Изменение скорости фиксируется компьютером по детектируемому сигналу от лазеров.

3.10. Устройства с фиксацией моделей летательных аппаратов

Ряд патентов посвящено обеспечению защиты исследуемой модели от вибрации, вызванной набегающим потоком газа. К таким относится газодинамическая установка, патент RU 58706 [42], изображенная на рис.10.

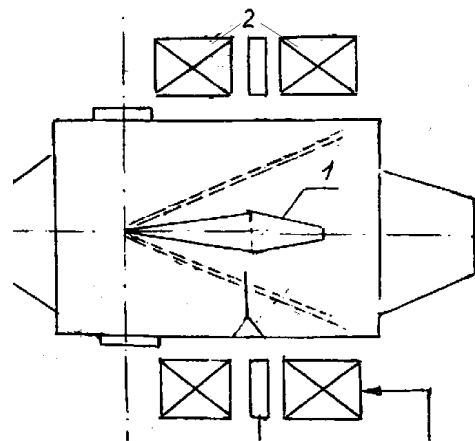


Рис.10. Модель на магнитной подвеске

Установка содержит гиперзвуковую аэродинамическую трубу (ГАТ), в которой последовательно расположены баллон с высоким давлением газа, регулирующийся дроссель, электродуговой подогреватель, дозирующее устройство, первичное сверхзвуковое сопло, магнитно-динамический (МГД) ускоритель с управляющими обмотками, вторичное сопло, рабочую часть с исследуемой моделью летательного аппарата (ЛА) и державкой, а также цифровую вычислительную машину (ЦВМ), соединенную первым входом через блоки преобразования с ионными зондами параметров плазмы, вторым входом – с управляющими обмотками МГД-ускорителя, отличающаяся тем, что в рабочую часть ГУ введена система магнитной подвески модели (СМПМ) с силовыми (электропитанием) и контрольными электрическими обмотками и установка визуализации бесстолкновительных ударных волн, включающая параллельно расположенные два лазера с поляризаторами, один из которых пересекает рабочую часть ГАТ, полупрозрачный отражатель, блок электромагнитного стимулирования прозрачности, выход которого оптически связан с картиной изображения, полупрозрачным отражателем, анализатором, фотоэлектронным умножителем (ФЭУ) и регистратором на основе прибора с зарядовой связью (ПЗС), причем ЦВМ третьим входом соединена с контрольной обмоткой СМПМ, четвертым входом – с регистратором ПЗС, пятым – с выходом ФЭУ.

Отличительным элементом данного патента является система магнитной подвески модели (СМПМ) с силовыми (электропитанием) и контрольными электрическими обмотками. С одной стороны, снижены и могут быть измерены моменты сопротивления ударной волне. С другой стороны возникают вопросы оценки влияния СМПМ на искажения регистрирующей аппаратуры.

Патент Японии JP 5172691 [43], патентообладатель ISHIKAWAJIMA HARIMA HEAVY IND, описывает ударную аэродинамическую установку, включающую в себя испытательную камеру с моделью (1). Модель (1) на креплении (2) может менять высоту и угол поворота с помощью механизма (3). Подаваемый напор воздуха и сопло (4) обеспечивают сверхзвуковые скорости.

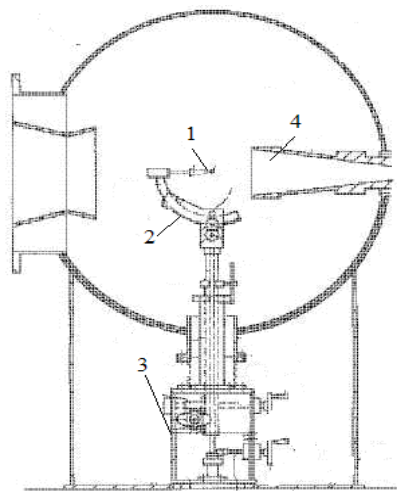


Рис.11 Модель с механизмом перемещения

JP 6160233 [44] MITSUBISHI HEAVY IND LTD рассматривает секционную ударную аэродинамическую трубу. Она содержит последовательно соединенные накопительную камеру, саму трубу в которой установлены эластичное сопло и образцовый ряд профилей объекта, вакуумный бак, отделенный от трубы мембраной. К трубе подсоединен прибор обратного давления с регулятором давления для управления потоком газа. Отличительной чертой конструкции является расположение рвущейся мембраны после образцового ряда моделей перед вакуумным баком.

Газодинамическая импульсная установка (ГИУ) по патенту RU 81327 [45], включающая гиперзвуковую аэродинамическую трубу (ГАТ) с оптическими окнами, в которой расположены баллон с высоким давлением газа, регулирующий дроссель, электродуговой подогреватель с электрическими обмотками, дозирующее устройство, первичное сверхзвуковое сопло, магнитогидродинамический (МГД) ускоритель с управляющими электрическими обмотками, вторичное сопло, рабочая часть ГАТ, внутри которой размещена исследуемая модель гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА), при этом снаружи на рабочей части ГАТ, вокруг модели ГЛА установлена система электромагнитной подвески модели (СЭМП) с силовыми и контрольными электрическими обмотками, выходное сопло, вакуумная емкость, и цифровую вычислительную машину (ЦВМ), соединенную первым, вторым и третьим входами через преобразователи сигналов с управляющими электрическими обмотками МГД ускорителя и с контрольными электрическими обмотками СЭМП электродугового нагревателя. В установку введены диагностический электрический зонд (ДЭЗ) плазменного потока, лазер с ядерной накачкой (ЛЯН)

с электроядерным устройством, ускорителем заряженных частиц (УЗЧ), связанный с инжектором заряженных частиц, блоком управления, сверхскоростной кино-фоторегистратор, между вторичным соплом и рабочей частью ГАТ установлен в виде Z-образного колена отрезок трубы, в передней нижней части которого по оси установлено оптическое окно с оптической линзой, сопряженной с выходом пучка ЛЯН, мишень которого сопряжена с пучком УЗЧ, связанным с инжектором заряженных частиц, а регистратор зондирующих сигналов через преобразователь сигналов связан с четвертым входом ЦВМ, сверхскоростной кино-фоторегистратор через преобразователь сигналов соединен с пятым входом ЦВМ, блок управления УЗЧ связан с шестым входом ЦВМ.

Управление воздушным потоком, балансировка обдуваемых моделей и других элементов рабочей камеры заявлено в следующих патентах.

Аэродинамическая выдувная труба с эффективным управлением числа Рейнольдса, температурой и числом Маха разработана KAWASAKI HEAVY IND LTD в патенте JP 11237303 [46]. Данная конструкция имеет балансировку от экстенсивных воздушных течений, изменяя их в начале тестовой камеры.

Контроллер управления воздушным потоком для аэродинамической трубы корпорации MITSUBISHI ELECTRIC CORP представлен патентом JP 61290339 [47]. Он анализирует данные, рассчитывает величину давления в измерительной камере в текущий момент времени, число Рейнольдса и поддерживает константы.

ВЫВОДЫ

Анализ патентной документации позволяет сделать следующие выводы и рекомендации по использованию технических решений для экспериментальных работ.

1. Способы и устройства формирования ударных аэродинамических труб востребованы в настоящее время крупными научно-экспериментальными мировыми центрами [1]. Имеется широкий спектр технических возможностей получения гиперзвуковых течений [48-51].
2. Наиболее безопасной и эффективной компоновкой ударной аэродинамической трубы служит безпоршневая труба, в которой последовательно соединены и разделены вскрываемыми мембранами камера высокого давления, протяженная камера низкого давления, гиперзвуковое сопло и вакуумная измерительная камера. Инициация ударной волны может быть выбрана напуском газа из баллона или компрессором.
3. Вакуумная измерительная камера должна иметь возможности крепления моделей летательного аппарата и электроизмерительных датчиков, а также окна для измерения оптическими методами параметров обтекания моделей.

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ

ГУАТ — гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба;
 М — число Маха;
 КВД — камера высокого давления;

КНД — камера низкого давления;
 ГУТ — гиперзвуковая ударная труба;
 ГАТ — Гиперзвуковая аэродинамическая труба;
 АДТ — аэродинамическая труба;
 МГД — магнитогидродинамический (ускоритель);
 ГЛА — гиперзвуковой летательный аппарат;
 КРС — комбинационное рассеяние света;
 ФЭУ — фотоэлектронный умножитель;
 СЭ ПМ — система электромагнитной подвески модели;
 ПЗС — прибор с зарядовой связью;
 ВМГ — взрывной магнитогидродинамический генератор;
 ДЭЗ — диагностический электрический зонд;
 ЛЯН — лазер с ядерной накачкой;
 УЗЧ — ускорители заряженных частиц.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Рулева Л.Б. Экспериментальные установки для исследования ударно-волновых течений в европейских научных центрах. Часть 1. //Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011. Том 11. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2011-02-01-022.pdf>
2. Tomioka Yasuhiro. Falling type impact wind tunnel: patent 4307344 JP.
3. Jiyon Jie Raashii Jiyunaa, Buruusu Shii Rindaaru Piston release valve for free piston impulse pipe|tunnel: patent 8178092 Jp.
4. Brehm Lothar. Piston for a high-enthalpy wind tunnel: patent 4898028 US.
5. Lacey John J., Streithorst George J., Swift Hallock F. Piston stop for free piston shock tube/tunnel: patent 5245868 US.
6. Топчийн М.Е., Пинаков В.И., Мещеряков А.А. и др. Аэродинамическая труба: патент 2166186 RU.
7. Ohashi Sueji, Togami Kenji. Impact wind tunnel: patent 7260620 JP.
8. Куршин А.П., Плотников М.А. Способ получения гиперзвукового потока для аэродинамических испытаний и устройство для его осуществления (варианты): патент 2270430 RU.
9. Куршин А.П., Плотников М.А. Способ получения гиперзвукового потока для аэродинамических испытаний и устройство для его осуществления (варианты): патент 2270429 RU.
10. Куршин В.П., Плотников М.А. Способ получения гиперзвукового потока для аэродинамических испытаний и устройство для его осуществления (варианты): заявка 2004110500 RU.
11. Куршин А.П., Зубарев Н.С. Способ получения гиперзвукового потока для аэродинамических исследований и устройство для его реализации (его варианты): заявка 96108976 RU.
12. Кислых В.В., Пучков В.В. Способ создания рабочего потока в аэродинамической трубе: патент 1776125 SU.
13. Terao Kunio. Shock wave pipe employing detonation driven piston: patent 6213763 JP.
14. Крот М.Р., Никулин В.М., Севастьянов В.П. Устройство для нагружения объектов воздушной ударной волной: патент 2217723 RU.
15. Крот М.Р., Никулин В.М., Севастьянов В.П. Устройство для нагружения объектов воздушной ударной волной: заявка 2002110778 RU.
16. Антипов М.А., Терехин А.Н., Сайданов В.О. и др. Устройство для нагружения двигателя внутреннего сгорания воздушной ударной волной: патент 2382345 RU.
17. Takayama K., Nagai N., Yada K., etc. Method for generating high-speed flow in shock wind tunnel and method for breaking diaphragm of this wind tunnel: patent 9079938 JP.
18. He Zhuolie, Ren Jian. Small power, multy-function and combination type aerodynamic experimental device: patent 87206252 CN.
19. Hanawa Kichinosuke. Blow-off type supersonic wind tunnel facility: patent 9021721 JP.
20. Кислых В.В., Веремьев Е.С. Аэрогазодинамическая установка адиабатического сжатия: патент 1840310 SU.
21. Кислых В.В., Ксенофонтов Л.К., Шестаков Ю.П. и др. Аэродинамическая установка адиабатического сжатия: патент 1840308 SU.
22. Веремьев Е.С., Зорин Е.В., Кислых В.В. и др. Поршневая газодинамическая установка: патент 547144 SU.
23. Веремьев Е.С., Зорин Е.В., Кислых В.В. и др. Поршневая газодинамическая установка: патент 586710 SU.
24. Веремьев Е.С., Кислых В.В. Крючков Н.С. и др. Поршневая газодинамическая установка: патент 693791 SU.
25. Кислых В.В., Крючков Н.С., Пучков В.В. Установка адиабатического сжатия: патент 1047280 SU.
26. Кислых В.В., Пучков В.В. Способ адиабатического сжатия газа в аэродинамической установке и аэродинамическая установка адиабатического сжатия: патент 1301105 SU.
27. Tono Fumio, Matsunaga Koji, Matsumoto Naoyuki Heavy-piston driving type shock wind-tunnel and control method thereof: patent 7218380 JP.
28. Stalker Raymond John. Hypervelocity wind tunnel with ballistic piston: patent 8902071 WO.
29. Вологодский В.Б. Способ получения воздушного потока с натурными параметрами, соответствующего числам $M=10...25$ и устройство для его осуществления: патент 95107489 RU.
30. Зорин Е.В., Кислых В.В., Сулеманов В.М. Импульсная аэродинамическая установка: патент 1107634 SU.
31. Зорин Е.В., Кислых В.В. Способ реализации трансзвукового режима течения: патент 1127414 SU.
32. Sakai Haruo, Yoshida Kazuaki, Higashida Akio. Supersonic-speed wind tunnel: patent 60213843 JP.
33. Веремьев Е.С., Зорин Е.В., Кислых В.В. и др. Гиперзвуковая аэродинамическая труба импульсного типа: патент 753260 RU.
34. Быркин А.П., Верховский В.П. Сверхзвуковое осесимметричное профилированное сопло аэродинамической трубы: патент 1528116 RU.
35. Thomas J.K., Lowak M.J., Pierorazio A.J., etc. Shock tube: patent 6763696 US.
36. Калинин Ю.И., Ушаков Ю.Е., Пашковская Ю.В. Газодинамическая установка: патент 46356 RU.
37. Калинин Ю.И., Ушаков Ю.Е., Дрожжина А.Ю. Газодинамическая установка: патент 51737 RU.
38. Калинин Ю.И., Ушаков Ю.Е., Сапарина Т.П. и др. Газодинамическая установка: патент 61878 RU.
39. Калинин Ю.И., Завершневу Ю.А., Ушаков Ю.Е. и др. Газодинамическая установка: патент 75742 RU.
40. Калинин Ю.И., Завершневу Ю.А., Ушаков Ю.Е. и др. Импульсная газодинамическая установка: патент 89700 RU.
41. Mitsuda Masahiko. Aerodynamic testing method of flying object and aerodynamic testing device for the same: patent 10002830 JP.
42. Калинин Ю.И., Ушаков Ю.Е., Сапарина Т.П. и др. Газодинамическая установка: патент 58706 RU.
43. Tomioka Yasuhiro, Hanawa Kichinosuke. Shock wave wind tunnel tester: patent 5172691 JP.
44. Matsuda Toshiyuki, Masuzawa Chikanori. Suction type shock wind row wind tunnel: patent 6160233 JP.
45. Калинин Ю.И., Завершневу Ю.А., Ушаков Ю.Е. и др. Импульсная газодинамическая установка: патент 81327 RU.
46. Nogami T., Nakabayashi Y., Iida T. Controller for blowoff type wind tunnel: 11237303 JP.

47. Maquyama Y. Control of blow-off type air tunnel: patent 61290339 JP.
48. Козлов П.В., Лосев, С.А., Романенко, Ю.В. Измерение времени индукции реакции H_2+O_2 инициированной ударной волной в стехиометрической смеси. //Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011. Том 12. <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2011-09-01-002.pdf>
49. Козлов П.В., Романенко, Ю.В. Экспериментальное исследование излучения ударно-нагретого воздуха на двухдиафрагменной ударной трубе. //Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011.Том 11. <http://chemphys.edu.ru/pdf/2011-02-01-011.pdf>
50. Дракон А.В., Емельянов А.В., Еремин А.В., Макеич А.А., Шульц К. Экспериментальное определение тепловых эффектов при распаде углеродо-содержащих молекул и формировании углеродных наночастиц за ударной волной. //Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2007. Том 5. <http://chemphys.edu.ru/pdf/2007-09-17-001.pdf>
51. Быков А.А., Валиев Х.Х., Великодный В.Ю., Крыченко О.В., Самуолис И.А., Погорелова Л.В., Яновский Ю.Г. Исследование взаимодействия заряженных плазменных образований в сверхзвуковом и дозвуковом потоках с магнитным полем, диэлектрическими и проводящими экранами. //Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2009.Том 8. <http://chemphys.edu.ru/pdf/2009-02-19-001.pdf>