ТОЧНАЯ НАУКА

естественнонаучный журнал

VI Международная научная конференция
"Техноконгресс"

2016

Международная заочная естественнонаучная конференция с публикацией в РИНЦ

t-nauka.ru

при поддержке:

НАУЧНАЯ ЭЛЕКТРОННАЯ БИБЛИОТЕКА
eLIBRARY.RU

КЕМЕРОВО 2016

СБОРНИК СТАТЕЙ ВОСЬМОЙ МЕЖДУНАРОДНОЙ НАУЧНОЙ КОНФЕРЕНЦИИ «ТЕХНОКОНГРЕСС»

18 февраля 2017 г.

ББК Ч 214(2Рос-4Ке)73я431

ISBN

Кемерово УДК 378.001. Сборник статей студентов, аспирантов и профессорско-преподавательского состава. По результатам VIII Международной научной конференции «Техноконгресс», 18 февраля 2017 г. / Редкол.:

Никитин Павел Игоревич - главный редактор, ответственный за выпуск журнала.

Баянов Игорь Вадимович - математик, специалист по построению информационно-аналитических систем, ответственный за первичную модерацию, редактирование и рецензирование статей.

Артемасов Валерий Валерьевич - кандидат технических наук, ответственный за финальную модерацию и рецензирование статей.

Зимина Мария Игоревна - кандидат технических наук, ответственный за финальную модерацию и рецензирование статей.

Нормирзаев Абдукаюм Рахимбердиеви - кандидат технических наук, Наманганский инжинерно-строительный институт (НамМПИ)

Безуглов Александр Михайлович - доктор технических наук, профессор кафедры математики и математического моделирования, Южно-российский государственный политехнический университет (Новочеркасский политехнический институт) им. М.И .Платова,

Наджарян Микаел Товмасович - кандидат технических наук, доцент, Национальный политехнический университет Армении.

Шушлебин Игорь Михайлович - кандидат физико-математических наук, кафедра физики твёрдого тела Воронежского государственного технического университета.

Равшанов Дилшод Чоршанбиевич - кандидат технических наук, заведующий кафедрой «Технология, машины и оборудования полиграфического производства», Таджикский технический университет имени академика М.С.Осими.

Крутякова Маргарита Викторовна – доцент кандидат технических наук, Московский политехнический университет.

Гладков Роман Викторович - кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации вооружения и военной техники Рязанского гвардейского высшего воздушно-десантного командного училища

А.О. Сергеева (ответственный администратор)[и др.];

Кемерово 2017

В сборнике представлены материалы докладов по результатам научной конференции.

Цель – привлечение студентов к научной деятельности, формирование навыков выполнения научно-исследовательских работ, развитие инициативы в учебе и будущей деятельности в условиях рыночной экономики.

Для студентов, молодых ученых и преподавателей вузов.

Оглавление

1. КАК ИСПОЛЬЗОВАЛИСЬ АЭРОСТАТЫ В ВОЕННЫХ ДЕЙСТВИЯХ?.....….4
Михайлова Л.В., Коврижкин М.Г.
2. ВАКУУМНЫЙ СТЕНД С ГДИ ДЛЯ ОТРАБОТКИ РЕЖИМОВ ПОДПИТКИ И ГАШЕНИЯ ПЛАЗМЫ В КАМЕРЕ ТОКАМАКА КТМ……....7
Бекмулдин М.К., Колодешников А.А., Зуев В.А., Гановичев Д.А., Микиша А.В.
3. ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБИННОГО РОТОРА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ВЕТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ..…….14
Умбетов Б.Х., Душаева Т.К., Изтелеуова Г.С., Алиев А.М.

Статьи VIII Международной научной конференции «Техноконгресс»

Михайлова Любовь Викторовна
E-mail: lyba11@mail.ru

Коврижкин М.Г.
Научный руководитель. Уфимский Государственный Авиационный Технический Университет филиал в г. Туймазы.

УДК 355.4

КАК ИСПОЛЬЗОВАЛИСЬ АЭРОСТАТЫ В ВОЕННЫХ ДЕЙСТВИЯХ?

Целью настоящей работы является изучение аэростатов, история их появления и развития, применения в военных целях, а также средств их уничтожения.

Гипотеза исследования: наиболее широкое применение аэростаты получили во время Первой мировой войны; в дальнейшем их применение только сокращалось; в настоящее время аэростаты применяются для решения радиолокационных и ряда других задач.

Аэростат — летательный аппарат легче воздуха, использующий для полёта подъёмную силу заключённого в оболочке газа с плотностью меньшей, чем плотность окружающего воздуха .

Аэростаты различают на:

- привязанные(змейковые);
- свободные (сферические);
- управляемые (дирижабли);
- стратостаты (аэростаты для полетов в стратосферу).

По типу наполнения аэростаты делятся на:

- газовые — шарльеры (применяются водород, гелий и реже светильный газ),
- тепловые — монгольфьеры (аэростат с оболочкой, наполненной горячим воздухом).
- комбинированные (газовые и тепловые одновременно) — розьеры.

Первый аэростат был создан братьями **Монгольфье** во Франции в 1783 г. Первый тип змейкового аэростата был создан в 1885 г. английским профессором **Д. Арчибальдом**. Придали окончательную удлиненную форму змейковому аэростату изобретатели **Зигсфельд и Парсеваль**.

Рассмотрим развитие схем аэростатов:

Аэростат состоит из оболочки, такелажа и сплетенной из ивовых прутьев гондолы для наблюдателей.

Оболочки аэростатов выполнялись из прорезиненных хлопчатобумажных или шелковых тканей.

Сферическая форма оболочки имеет наибольшее сопротивление, поэтому привязные аэростаты подвержены сильным колебаниям.

Рассмотрим применение аэростатов в различных войнах:

Франко-австрийская война:

26 июня в 1794 году французы впервые в мире применили разведывательный воздушный шар.

При осаде Венеции в 1849 году австрийцы не могли производить бомбардировку города с суши и решили для этой цели применить монгольфьеры.

В то же время широко применялись аэростаты для почтовых целей.

Гражданская война в США:

В ходе этой войны впервые нашли широкое применение скорострельные стрелковые системы, нарезная артиллерия, наблюдательные аэростаты, броненосные корабли, мины и бронепоезды.

Отдельно надо отметить попытки использования привязных аэростатов для корректировки артиллерийского огня, как федералами, так и конфедератами.

Русско-японская война:

В русско-японской войне для ведения воздушной разведки применились привязные сферические и змейковые аэростаты.

Первый боевой опыт русские военные воздухоплаватели получили на полях Маньчжурии. У них на вооружении были только сферические привязные аэростаты, которые при сильном ветре прибивало к земле.

Первая и Вторая мировые войны:

К началу Первой мировой военные аэростаты использовались для разведки и корректировки огня артиллерии, а также для тренировок воздухоплавателей.

На сферических аэростатах воздухоплаватели совершали полеты из Петербурга в Архангельск и Вольск.

В дальнейшем боевую деятельность военных воздухоплавателей свели только к работе на привязных змейковых аэростатах.

Стоить обратить внимание на то, что аэростаты были наиболее эффективны во время Первой Мировой Войны. Появление истребителей, которые могли уничтожить аэростаты, несколько сократило их использование. Для борьбы с бомбордировщиками во время Второй Мировой Войны стали использовать аэростаты в составе системы заграждения. На аэростат устанавливался инерциальный механизм, состоящий из тормозного парашюта и мины. При столкновении самолета с тросами тормозной парашют открывался, а мина, упав на самолет, взрывала его. Первый немецкий самолет был «пойман» над Москвой в августе 1941 года.

Попыткой создания средства прорыва аэростатов заграждения является «**параван**»

«Параван» представлял собой установленный в носовой части фюзеляжа конус длиной 6 метров, от которого были растянуты металлические тросы к законцовкам крыльев. Таким образом, трос аэростата просто соскальзывал с самолёта, не цепляясь за выступающие детали. Так же на крылья устанавливали лезвия для перерезания тросов, а самолёты оборудовали пиропатронами для поджигания аэростатов.

Экспериментально проводились на самолетах ТБ-1, Р-6 и СБ в СССР и Не-11 в Германии.

Средством спасения экипажа служил **парашют Жюкмес**:

Этот парашют появился в 1916 г, он специально был предназначен для привязных аэростатов. Его разработал Жорж Жюкмес.

Парашют состоит из купола и строп, уложенных в короткий брезентовый чехол, который закрывали крышкой и подвешивали к корзине аэростата. От парашюта в корзину тянулась прочная веревка, которая цеплялась к лямкам, надетым на воздухоплавателе. Выпрыгнув из корзины, он силой своего веса срывал крышку чехла, и вытаскивался парашют. Через пару секунд под напором воздуха купол раскрывался.

Подготовка парашютистов-десантников. Аэростату в отличие от самолета не нужен аэродром, он может поднимать парашютистов в любом месте. Также одновременно может работать несколько аэростатов, что повышает эффективность тренировки.

Способы уничтожения аэростатов:

1. Применялись самолеты, оснащенные системой сброса жидкого фосфора.
2. Бризантные гранаты. Взрываясь, они перебивали трос, и аэростат вместе с наблюдателем уходил в свободный полет.

3. Во время Первой мировой войны разработали зажигательные снаряды: поджог «небесного тюфяка» был единственным гарантированным способом вывести аэростат из строя.

4. Пороховые ракеты Ле-Приера

5. Пулеметы с зажигательными пулями

6. Зенитная артиллерия(**шрапнели**)

Военное применение в настоящее время:

Привязной аэростатный комплекс с ретранслятором нового поколения «Пересвет», который разрабатывался в интересах Минобороны РФ, находится на этапе госиспытаний.

Во время военной операции в Ливии США испытали аэростаты, которые использовались для установления связяи между десантным кораблем USS Kearsarge и штурмовиками AV-8B Harrier.

И хотелось бы сказать в **заключении**:

Рассвет применения аэростатов пришел на Первую мировую войну. Уже со Второй мировой войны применение значительно сократилось.

В наше время аэростаты находят применение в качестве радиолокационных ретрансляторов. В невоенных целях аэростаты применяются в спорте, развлекательной сфере (туризм), маркетинге(реклама) и науке.

Так что история аэростатов вовсе не закончилась, более того – она только начинается, наполняясь новыми красками и смыслом.

Библиографический список:

1. Все об авиации / Л.Е. Сытин. — М.: Астрель; СПб.: Полигон, 2011. 656 с.

2. Бойко Ю. Воздухоплавание в изобретениях, Изд: М., Транспорт, 1999, 352 с.

3. Бойко Ю. «Дирижабли сегодня. А почему бы и нет?», «Воздухоплаватель России», специальный выпуск 1995 г., стр. 32-33.

4. Чернов А.А. Путешествия на воздушном шаре. Л. Гидрометеоиздат. 1975г. 232 с.

5. А.Е. Тарас Дирижабли на войне, изд: АСТ, Харвест, 2000 г.

6. П. Д. Дузь История воздухоплавания и авиации в России, Изд: М Машиностроение, 1981

Бекмулдин Максат Куатбекович
M. Bekmuldin
Инженер I категории лаборатории теплофизики реакторных установок.
E-mail: maks_alya@mail.ru

Колодешников Александр Александрович.
A. Kolodeshnikov
зам. директора по ядерным технологиям
E -mail: aak@nnc.kz

Зуев Владимир Александрович
V. Zuev
Начальник отдела реакторных установок.
E-mail: zva@nnc.kz

Гановичев Дмитрий Алексеевич
D. Ganovichev
Начальник лаборатории теплофизики реакторных установок.
E-mail: Ganovichev_d@nnc.kz

Микиша Анатолий Владимирович
A. Mikisha
Начальник группы лаборатории теплофизики реакторных установок.
E-mail: mikisha@nnc.kz

Филиал «Институт Атомной Энергии» Национального ядерного центра Республики Казахстан
Institute of Atomic Energy Branch of Republican State Enterprise National Nuclear Center of the Republic of Kazakhstan

УДК 681

ВАКУУМНЫЙ СТЕНД С ГДИ ДЛЯ ОТРАБОТКИ РЕЖИМОВ ПОДПИТКИ И ГАШЕНИЯ ПЛАЗМЫ В КАМЕРЕ ТОКАМАКА КТМ

VACUUM BENCH WITH GAS-DYNAMIC SOURCE TO ADJUST THE RECHARGING AND QUENCHING MODES OF PLASMA IN THE CHAMBER OF KTM TOKAMAK

Аннотация: Приведено описание основных устройств вакуумного стенда (тестовой камеры и модели вакуумной камеры токамака КТМ) с газодинамическим источником, предназначенного для отработки режимов подпитки и гашения плазмы в вакуумной камере токамака КТМ.

Annotation: The article provides a description of basic devices of vacuum bench (test chamber and vacuum chamber model of KTM Tokamak) with gas-dynamic source designed to adjust the recharging and quenching modes of plasma in KTM Tokamak's vacuum chamber.

Ключевые слова: газодинамический источник (ГДИ), сверхзвуковой молекулярный поток, Казахстанский материаловедческий токамак (КТМ).

Key words: gas-dynamic source (GDS), supersonic molecular flow, Kazakhstani material testing Tokamak (KTM).

Введение

В настоящее время в Казахстане завершаются работы по созданию казахстанского материаловедческого токамака КТМ, предназначенного для исследования поведения

кандидатных конструкционных материалов термоядерного реактора при взаимодействии с плазмой

Во время разряда плазмы в токамаке КТМ происходит утечка заряженных частиц из плазмы в дивертерную область. В связи с этим для достижения стабильного рабочего режима токамака КТМ необходимо во время разряда поддерживать постоянным общее число частиц плазмы, то есть производить подпитку плазмы (компенсировать потери). В качестве альтернативной системы подачи рабочего газа для подпитки плазмы предлагается использовать газодинамический источник молекулярного пучка газа.

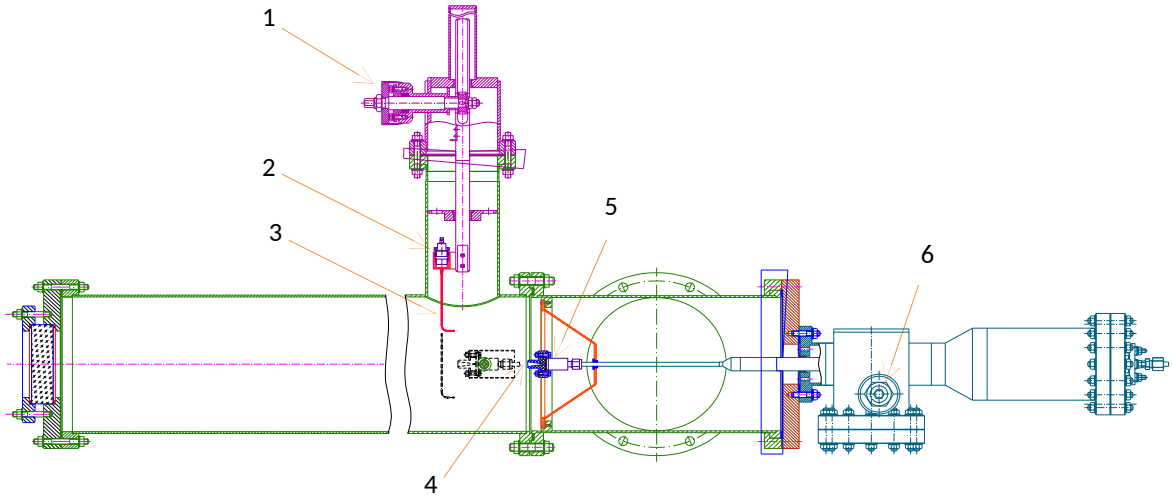
Преимущества сверхзвукового ГДИ продемонстрированы на ряде работающих токамаков. Являясь промежуточным звеном между напуском газа (низкая стоимость и низкая эффективность) и инжекторами крио-таблеток (высокая эффективность, но и высокая стоимость), система ГДИ обеспечивает надежность работы и одновременно хорошую эффективность подпитки до 60 %. Успешные эксперименты с газодинамическим источником проводились на установках HL-1, HL-1M (Япония), NSTX (США), Tore Supra (Франция), W-7AS (Япония), ET и CDX-U (США), которые показали, что ГДИ может являться эффективным методом подпитки плазмы в токамаках, по крайней мере, небольшого и среднего размера. В настоящее время газодинамические источники молекулярных пучков уже применяются на некоторых исследовательских установках, в том числе и в качестве систем подачи топлива и гашения плазмы [1].

Использование ГДИ в качестве альтернативного метода подпитки и гашения плазмы, позволит обойтись без дорогостоящего и сложного в эксплуатации способа подпитки плазмы крио-таблетками. Поэтому для подпитки и гашения плазмы (за счет напуска примесного газа) на установке КТМ предлагается использовать систему изменения плотности плазмы на основе газодинамического источника (ГДИ) сверхзвуковых газовых молекулярных пучков. Газодинамический метод изменения плотности плазмы основан на порционной подаче сверхзвукового молекулярного потока газа в вакуумную камеру токамака с «зажженной» плазмой. Сверхзвуковой поток обладает высокой энергией и может эффективно проникать внутрь плазменного потока. В зависимости от вида подаваемого газа (плазмообразующий газ или примесный газ), попавший в плазму молекулярный пучок или поддерживает горение плазмы, или приводит к ее тушению. Для исследования параметров молекулярных газовых потоков, генерируемых ГДИ и отработки режимов работы ГДИ (который является основным элементом системы изменения плотности плазмы, основанной на использовании газодинамического метода) был создан вакуумный стенд.

Состав вакуумного стенда

В состав вакуумного стенда входят две экспериментальные установки: тестовая камера и вакуумная камера, а также технологические системы и оборудование, обеспечивающие их функционирование. При работе на модели вакуумной камеры токамака КТМ происходит переключение всех рабочих трактов с тестовой камеры.

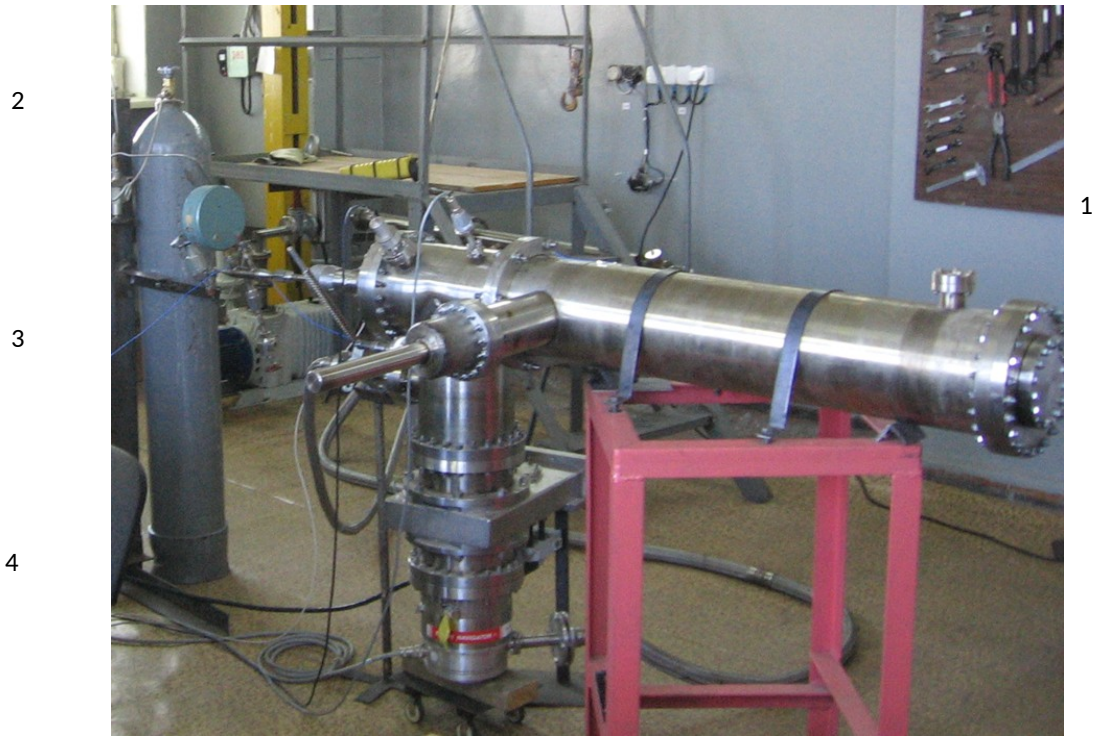
Для приобретения навыков в работе со средствами измерения параметров сверхзвукового молекулярного потока и вакуумным оборудованием была разработана специальная тестовая камера [2,3,4]. Конструктивная схема тестовой камеры с устройствами перемещения датчика давления и сопла показана на рисунке 1



1 – механизм перемещения датчика давления; 2 – датчик давления; 3 – приемная трубка; 4 – графитовое сопло; 5– электромагнитный клапан; 6 – механизм перемещения сопла.

Рисунок 1 – Конструктивная схема устройств перемещения датчика давления и сопла на тестовой камере

Общий вид изготовленной и подключенной к технологическим системам вакуумного стенда тестовой камеры показан на рисунке 2.



1– тестовая камера; 2 – устройство перемещения сопла; 3 – устройство перемещения датчика давления; 4–турбомолекулярный насос.

Рисунок 2 – Общий вид тестовой камеры

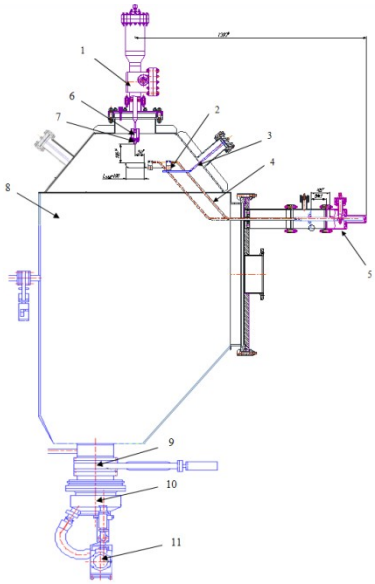
Для установки газодинамического источника на камере токамака КТМ определен верхний трековый патрубок. Основной причиной выбора верхнего трекового патрубка вакуумной камеры местом для установки ГДИ является минимальное расстояние от внутренней поверхности стенки токамака до границы плазмы, которое составляет 50÷60 мм. Такое расположение газодинамического источника молекулярного пучка является наиболее благоприятным с точки зрения реализации режимов подпитки и гашения плазмы. В связи с этим, для отработки режимов подпитки и гашения плазмы на токамаке КТМ с помощью ГДИ была изготовлена модель вакуумной камеры токамака КТМ, представляющая собой одну секцию (1/20 часть) тороидальной вакуумной камеры токамака КТМ [4].

Общий вид модели вакуумной камеры токамака КТМ с газодинамическим источником молекулярного пучка показан на рисунке 3.

1 – газодинамический источник молекулярного пучка; 2 – устройство перемещения датчика давления

1

2



1 –механизм перемещения сопла ГДИ; 2 – датчик давления; 3 – направляющая; 4 – штанга; 5 – механизм перемещения датчика давления; 6 – электромагнитный клапан; 7 – сопло; 8 – вакуумная камера;9 – вакуумная задвижка; 10 – турбомолекулярный насос; 11 – форвакуумный насос.

Рисунок 3 – Общий вид модели вакуумной камеры токамака КТМ с газодинамическим источником молекулярного пучка

Как видно из рисунка 3 газодинамический источник молекулярного пучка установлен на верхнем трековом парубке, а механизм перемещения датчика давления крепится на специальном прямоугольном фланце модели вакуумной камеры токамака КТМ. Для измерения давления в потоке газа на механизм перемещения датчика давления установлена специальная штанга (4), которую от вибраций предохраняет направляющая (3). Вывод электрических сигналов с датчика давления до преобразователя сигнала осуществляется через гермопроходник, установленный в стенке модели вакуумной камеры. Устройства перемещения датчика давления и сопла унифицированы и могут использоваться как на тестовой камере, так и на модели вакуумной камеры токамака КТМ.

Описание основных устройств

Основными элементами конструкции обеих экспериментальных установок являются ГДИ и устройство перемещения датчика давления.

Основными элементами ГДИ являются малогабаритный быстродействующий электромагнитный клапан, предназначенный для импульсной подачи газа в сопло, и, примыкающее к нему, сверхзвуковое газодинамическое сопло, которые устанавливаются на шток механизма перемещения сопла. С помощью механизма перемещения газодинамического сопла ГДИ,

выполняются операции по перемещению сопла вдоль оси струи газа, задавая, таким образом, расстояние от точки измерения давления до сопла. Внутри механизма имеется специальная система подачи рабочего газа в сверхзвуковое сопло, состоящая из трубопровода-пружины, демпферного объема и штока – трубопровода подачи газа. Разработанная конструкция позволяет перемещать сопло газодинамического источника молекулярного пучка вдоль потока на расстояние до 100 мм [2,3,4].

Внешний вид устройства перемещения сопла ГДИ показан на рисунке 4. Высоту конструкции удалось уменьшить за счет применения трубопровода подачи рабочих тел, изготовленного в виде спирали, который может растягиваться и сжиматься как пружина, обеспечивая тем самым беспрепятственное перемещение сопла ГДИ.

1 – тракт подачи рабочего газа; 2 – механизм перемещения сопла;
3 – электромагнитный клапан; 4 – сопло.

Рисунок 4 – Устройство перемещения сопла ГДИ

Для создания сверхзвукового потока газа использовалось сопло с диаметром критического сечения 0,25 мм, изготовленное из плотного графита. На рисунке 5 приведена конструктивная схема и общий вид сопла.

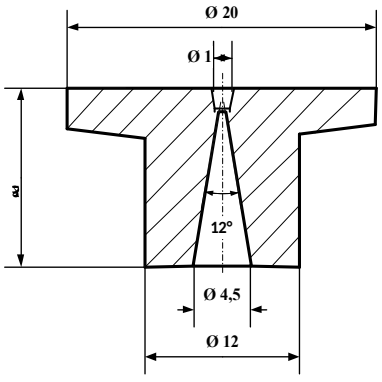


Рисунок 5 – Схема и общий вид графитового сопла

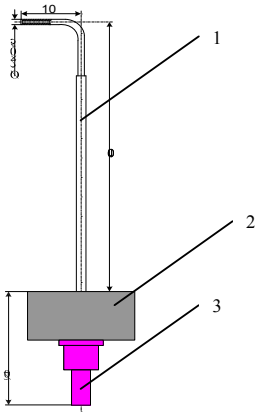
Для измерения давления непосредственно в сверхзвуковом потоке использовался специальный датчик фирмы PCB «Piezotronics» серии 106B51. Ниже приведены рабочие параметры датчика давления 106B51:

- диапазон измерения давления, кПа от 0 до 69;
- чувствительность, мВ/кПа 149,2;
- разрешение, кПа 0,00034;
- время запаздывания сигнала, мс ≤12;
- диапазон рабочих температур, °С от -54 до +121;

Для измерения давления по радиусу струи молекулярного потока был разработан механизм перемещения датчика давления с импульсной трубкой.

Приемная трубка для датчика давления выполнена в виде Г-образной трубки с внутренним диаметром 1 мм. Горизонтальная часть составляет 10 мм, вертикальная – около 100 мм. На рисунке 6 показан общий вид и схема датчика давления с приемной трубкой.

а) общий вид датчика давления

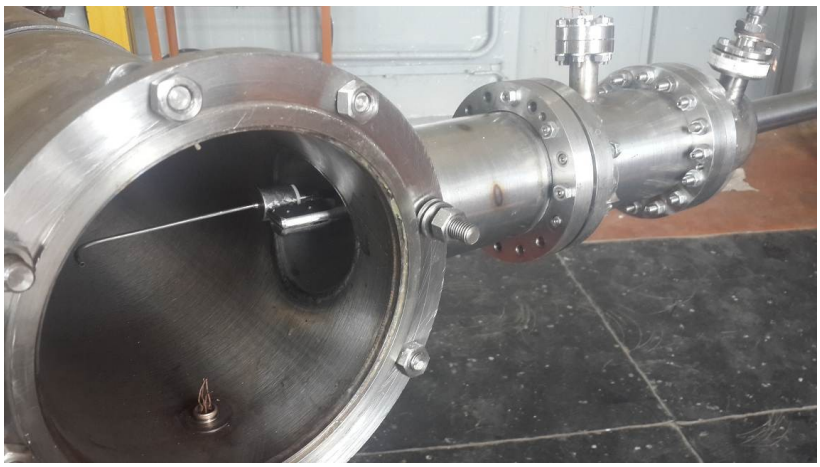


1 – составная приемная трубка; 2 – корпус крепления датчика; 3 – датчик давления

б) схема датчика давления с приемной трубкой

Рисунок 6 – Датчик давления фирмы PCB «Piezotronics» с приемной трубкой

Входное отверстие Г–образной трубки выполнено конусным, с углом раскрытия 90º. Общий вид устройства перемещения датчика давления приведен на рисунке 7.



1 – механизм перемещения датчика давления; 2 – датчик давления; 3 – приемная трубка.

Рисунок 7 – Устройство перемещения датчика давления

Разработанные устройства позволяют проводить измерения давления на расстоянии до 100 мм по оси потока и до ±9 мм в радиальном направлении.

Заключение

Создан специальный вакуумный стенд с газодинамическим источником молекулярного пучка для отработки режимов подпитки и гашения плазмы на токамаке КТМ. Оборудование стенда позволяет проводить измерение параметров в сверхзвуковой струе, генерируемой газодинамическим источником, на расстоянии до 100 мм, с частотой регистрации параметров 10^6 Гц. С помощью двух форвакуумных и одного турбомолекулярного насосов может поддерживаться давление до 10^{-5} Торр. Минимальное время импульса составляет 10 мс. Рабочими газами могут быть аргон, водород, гелий.

Библиографический список:

1. V.A. Soukhanovskii, H. Kugel, R. Kaita. Experiments With Supersonic Gas Injector on NSTX. – NSTX FY' 04 Research Forum, 10-12 November 2003, Princeton, NJ.

2. Бекмулдин М.К., Зуев В.А., Игнашев В.И., Микиша А.В. Исследование параметров газового потока, генерируемого газодинамическим источником. – Вестник НЯЦ РК, вып. 3, 2013, с. 44-49;

3. Бекмулдин М.К., Зуев В.А., Микиша А.В. Определение параметров струи аргона в вакууме. – «Вестник Государственного университета имени Шакарима города Семей», вып. 2, 2014 г.;

4. Бекмулдин М.К., Зуев В.А., Гановичев Д.А., Микиша А.В. Испытание системы изменения плотности плазмы на основе газодинамического источника молекулярного пучка. – Вестник НЯЦ РК, вып. 3, 2015 г., с. 21-25.

Умбетов Болат Хабибуллиевич
к.т.н., профессор

Изтелеуова Гульзада Сырымовна
магистр технических наук
E-mail: gulzada0385@mail.ru

Душаева Турсынгуль Канатовна
магистр технических наук

Алиев Асылбек Максутович
магистр технических наук

УДК 621.548

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБИННОГО РОТОРА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ВЕТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ

RESEARCH WORK CHARACTERISTICS WIND TURBINE ROTOR WIND POWER PLANT

Abstract: the article parameters of the working characteristics and principal elements of the mode of turbine aerodynamic rotor of the wind turbine. The main elements of the regime is: the number of revolutions per minute; the torque on the rotor shaft; useful capacity; pressure drop; efficiency of the wind turbine. Set the set of all modes vitroretinal turbine for a given throughput of atmospheric air through the turbine vitroretinal and vzaimosvjazi between the main elements of the regime. Defines numerical values of the parameters of the working characteristics of the turbine.

Key words: torque, speed, ratio, load, turbine. Design intended microturbine rotor has the following features.

Аңдатпа: Негізделген параметрлері, жұмыс сипаттамалары мен негізгі элементтері режимін турбина ротор аэродинамикалық жел энергетикасы қондырғылары. Негізгі элементтері режим болып табылады: біліктің айналым саны минутына; білігіндегі айналу моменті ротор; пайдалы қуаты; қысым; к. п. д ветротурбины. Орнатылған жиынтығы барлық жұмыс режимдерінің ветророторной кезде турбинаның осы өткізу қабілетін көлемінің атмосфералық ауа арқылы ветророторную турбинаға және взаймосвязь арасындағы негізгі элементтері режимі. Турбинаның сандық мәндері параметрлерін жұмыс сипаттамалары анықталған.

Түйін сөздер: сәтіне, жылдамдығы коэффициенті, жүктеме, турбина. Конструкциясы болжамды ветротурбинного ротордың мынадай ерекшеліктері бар.

Аннотация: Обоснованы параметры рабочей характеристики и основные элементы режима турбинного ротора аэродинамической ветроэнергетической установки. Основными элементами режима является: число оборотов вала в минуту; вращающий момент на валу ротора; полезная мощность; перепад давления; к.п.д ветротурбины. Установлены совокупность всех режимов работы ветророторной турбины при данной пропускной способности объема атмосферного воздуха через ветророторную турбину и взаймосвязь межу основными элементами режима. Определены числовые значения параметров рабочей характеристики турбины.

Ключевые слова: момент, скорость, коэффициент, нагрузка, турбина.

Конструкция предполагаемого ветротурбинного ротора имеет следующие особенности.

1. Ветроротарная турбина вертикальная, радиальным направлением воздушного потока.

2. Ветророторная турбина осуществлена по принципу равновеликой аэродинамической нагрузки статора и ротора.

3. Лопатки статора и ротора имеют симметрично-циркулятивный профиль, при котором профиль лопаток статора служит зеркальным отображением лопаток ротора.

4. Величина абсолютной скорости выхода потока атмосферного воздуха из статора равна величине относительной скорости выхода из ротора, и выходной угол из статора равен по величине выходному углу из ротора.

5. Соблюдение указанных принципов построения ветророторной турбины обеспечивает сохранение “аэродинамической равнопрочности” лопаток статора и ротора. В этом случае достигается высокий к.п.д, равномерная нагрузка на опору вала, наименьший износ турбинных лопаток у ротора и статора.

Вследствие этого ветророторная турбина имеет большие радиальные размеры при незначительных поперечных размерах вала.

У рассматриваемой ветророторной турбины в зависимости от моментной нагрузки на валу меняется число оборотов.

Основными элементами режима работы ветророторной турбины являются: число оборотов вала в минуту-n; вращающий момент на валу ротора-$M_{кр}$; полезная мощность-$N_т$; перепад давления-q_x; к.п.д турбины $n_т$. Совокупность всех режимов работы ветророторной турбины при данной пропускной способности объема атмосферного воздуха через ветророторную турбину образует ее рабочую характеристику, которая и определяет взаимосвязь между основными элементами режима – n, $M_{кр}$, $N_т$, q_x, η_m.

Объекты и методы исследования. Объектом исследования является ветротурбинный ротор аэродинамический ветроэнергетический установки. В работе применяется метод аналитического моделирования, приемы обобщения, абстракции и мысленного эксперимента, а также алгебраический метод преобразовании, когда из первичных известных формул при помощи метода подстановки выводятся вторичные искомые формулы.

Результаты исследования. Ветророторная турбина предназначена для работы в потоке свободно движущегося атмосферного воздуха, нагнетаемого напором ветра в установку.

Режим, при котором турбина имеет максимальный к.п.д., называется оптимальным. Этот последний режим является расчетным.

В основу теории ветророторной турбины аэродинамической ветроэнергетической установки положим одноразмерную теория турбин Эйлера. |1,2,3|

Расчетные формулы для эффективной мощности ветророторной турбины $N_т$, вращающего момента на валу ротора $M_{кр}$, число оборотов вала n и перепада давления q_x имеет следующий вид:

$$N_m = \frac{C_x \rho (\omega_{вых} - \omega_1)\omega_2 V_{сег}}{2*1000}\eta_m = \frac{\gamma}{1000}\eta_м \left(\frac{\frac{1-\varepsilon}{\chi}*tg\beta}{\pi d_c h}\right)^2 V_{сег}^2 = A_\omega V_{сег}^3 \gamma \quad (1)$$

Где: $\mathbf{V_{сег}}$ – объем атмосферного воздуха, захватываемый лопатками ветротурбинного ротора; $\mathbf{A_\omega}$ – поправочный коэффициент мощности; ρ - плотность воздуха в рабочей камере установки; $\boldsymbol{\omega_{вых}}$ – скорость воздуха на выходном отверстий диффузора; $\boldsymbol{\omega_1}$ – потеря скорости воздушного потока при движений по плоскости лопатки ротора, $(\frac{1}{3}\ \boldsymbol{\omega_{вых}})$; $\boldsymbol{\omega_2}$ –

скорость воздушного потока за лопатками ротора ($\frac{2}{3}$ $\omega_{вых}$); γ – удельный вес воздуха; ε – коэффициент учитывающий утечки воздуха через зазоры между лопатками статора и ротора; χ – коэффициент стеснения живого сечения воздушного потока в сегментах ротора; учитывающий наличие лопаток, а также вихревых зон разрывного обтекания лопаток; β - угол между направлением средней линий тока струи воздуха, истекающий из статора, в абсолютном движений и горизонталью(угол атаки лопатки); **h** – высота лопатки ротора в вертикальном направлений; d_c – средний (расчетный) диаметр ветротурбинного ротора;η_m – полный к.п.д ветротурбинного ротора.

$$\eta_m = \eta_\omega * \eta_0 * \eta_м \qquad (2)$$

где: η_ω – аэродинамической к.п.д ветротурбинного ротора, определяемый как отношение перепада давления, эффективно реализуемого в роторе, к фактическому перепаду и зависящий от параметров атмосферного воздуха, шероховатости поверхности лопаток, наличия аэродинамических ударов и т.д; η_0 – объемный к.п.д. ротора, учитывающий утечки воздуха через имеющиеся зазоры, вследствие чего на лопатки ротора попадает не весь воздух, а только часть его; $\eta_м$ – механический к.п.д. ротора, учитывающий потери на трение в опорах и при вращение ротора и воздушной среды.

c_x – аэродинамический коэффициент |4|

($\frac{1-\varepsilon}{\chi}$) – фактор утечек хотя закономерность его изменения еще не установлена.

Вращающий момент на валу ротора, который достигает своего максимального значения при тормозном режиме, т.е $M_{кр} = M_т$ можно определить для заданного ветротурбинного ротора из аэромеханического расчета по формуле.

$$M_{кр} = \frac{\rho V_{сег} \eta_0 \eta_м}{2} d_c \omega_2 = \gamma \eta_м \left(\frac{\frac{1-\varepsilon}{\chi} * tg\beta}{2\pi h} \right) V_{сег}^2 = A_м V_{сег}^2 \gamma \qquad (3)$$

Где $A_м$ – поправочный коэффициент по моменту, число оборотов вала ротора можно определить по формуле:

$$n = \frac{1000 \eta_m}{M_{кр}} = 60 \left(\frac{\frac{1-\varepsilon}{\chi} * tg\beta}{(\pi d_c)^2 h} \right) V_{сег} = A_m V_{сег} \qquad (4)$$

Где A_n – поправочный коэффициент по обороту.

Давление на поверхности лопаток ротора можно определить по формуле:

$$q_x = \frac{C_x \rho (\omega_{вых} - \omega_1) \omega_2}{2} = \gamma \frac{\eta_м}{\eta_m} \left(\frac{\frac{1-\varepsilon}{\chi} * tg\beta}{\pi d_c h} \right)^2 V_{сег}^2 = A_q V_{сег}^2 \gamma, \qquad (5)$$

Таким образом, аналитическим методом получены формулы для расчета основных элементов рабочей характеристики ветророторных турбин аэродинамической ветроэнергетической установки.

Обсуждение результатов. В целях установления обоснованности полученных выше зависимостей нами были осуществлены расчеты, где определены числовые значения основных элементов режима. При установлений дискретных значений режимов работы ветротурбины были использований расчетные мощностные характеристики атмосферного воздуха в сечениях вдоль жесткой трубки тока, полученные в работе |5|. Результаты расчета представлены в таблице 1.

Таблица1. Расчетные данные основных элементов режима работы ветротурбинного ротора.

Площадь поперечного сечения, Sвхм2	$N_т$, кВт	$M_{кр}$, Кнм	q_x, кг/мс^2	n, об/мин
785	26339	15181	62,4	17,35
196,25	6585	2861	15,6	23,0
7,85	2634	5139	6,24	512,6

Анализ данных представленных в табл.1 показывает, что значения параметров рабочей характеристики $\mathbf{N_т}$, $\mathbf{M_{кр}}$, $\mathbf{q_x}$ с уменьшением площади поперечных сечений входного отверстия конфузора имеет тенденцию снижение. Число оборотов вала ротора с снижением величины вращающего момента – повышается.

Эти результаты говорит об обоснованности и практически применимости полученных аналитическим методом выше представленных формул.

Выводы. Проведенные исследования подтверждают наличия существенных резервов в повышений мощности свободно движущегося атмосферного воздуха, путем принудительной интенсификаций в каналах переменного сечения. Требуется оптимизация взаимодействия основных элементов рабочей характеристики, с целью достижения максимального значения к.п.д ветророторной турбины аэродинамической ветроэнергетической установки.

Библиографический список:

1.Федоров. В.С. Проектирование режимов бурения. Гостоптехиздат. 1958г.274стр.

2.Заурбеков. С.А. Расчет турбобуров на статическую прочность и выносливость. Методические указания. Алма-Ата: КазПТИ, 1989.

3.Койшиев. Т.К. Возобновляемые источники энергии. Алматы, 2003.

4.Давидсон. В.Е. Основы гидрогазодинамики в примерах 4 задачах: учеб. Пособие для студ. учеб. заведений/Давидсон В.Е –М: Издательский центр “Академия”, 2008-320с.

5.Umbetov B.Kh. Determination of aerodynamic model parameters of the flow freemoving atmospheric air along the hard tube current[text]/B.Kh.Umbetov, A.S.Aitimov, S.M.Akhmetov, A.S.Sarekenova //Materials of the VIII international research and practice conference, “Science, Technology and Higher Education”.-Westwood,Canada:2015.-P.255-262.

Научное издание

Коллектив авторов

Сборник материалов VII Международной научной конференции «Техноконгресс»

Техниконаучный журнал «Техноконгресс»
Кемерово 2017