

УДК: 629.735.33.015

На правах рукописи

Экз. № _____



СЫСОЕВ ВАДИМ ВИКТОРОВИЧ

**РАЗРАБОТКА МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО ВСЕРАКУРСНОГО
ПРИЕМНИКА ВОЗДУШНЫХ ДАВЛЕНИЙ С АЭРОДИНАМИЧЕСКИМИ
ХАРАКТЕРИСТИКАМИ, НЕЗАВИСЯЩИМИ ОТ ЧИСЛА РЕЙНОЛЬДСА**

Специальность: 2.5.12. Аэродинамика и процессы теплообмена
летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Жуковский
2021

Работа выполнена в Федеральном государственном унитарном предприятии «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е.Жуковского» (ФГУП ЦАГИ).

Научный руководитель: кандидат технических наук
Ефремов Андрей Александрович

Официальные оппоненты: **Кусюмов Александр Николаевич**,
доктор физико-математических наук, доцент,
профессор Казанского национального исследовательского
технического университета им. А. Н. Туполева – КАИ, г. Казань

Аникин Виктор Андреевич,
доктор технических наук, Главный конструктор АО
«Национальный центр вертолетостроения им. М. Л. Миля и
Н. И. Камова»

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный
технический университет гражданской авиации», г Москва

Защита диссертации состоится « ____ » _____ 2021 г. в _____ часов на заседании Диссертационного Совета Д 403.004.01 Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н. Е. Жуковского по адресу: 140180, г. Жуковский, Московская область, ул. Жуковского, д.1, ЦАГИ.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ФГУП «ЦАГИ» и на сайте ФГУП «ЦАГИ».

Автореферат разослан « ____ » _____ 2021 г.

Ученый секретарь
Диссертационного Совета ЦАГИ Д 403.004.01,
д.ф.-м.н.

Брутян Мурад Абрамович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы обусловлена, в первую очередь, необходимостью повышения метрологических характеристик систем измерения высотно-скоростных параметров (СИВСП) как существующих, так и перспективных летательных аппаратов (ЛА). СИВСП относятся к бортовым устройствам, к которым предъявляются самые высокие требования по точности и отказозащищённости во всем диапазоне возможных условий эксплуатации, что обусловлено необходимостью повышения эффективности применения ЛА и обеспечения высокой безопасности полетов. Не менее существенными остаются вопросы технологической и экономической эффективности СИВСП. Их решение связано с общим упрощением конструкции системы, уменьшением массы, габаритов и энергопотребления. Ключевым направлением совершенствования СИВСП является разработка эффективного первичного датчика параметров набегающего потока. Не менее важным является создание эффективных алгоритмов расчета высотно-скоростных параметров, требующих меньших затрат вычислительных ресурсов (по сравнению с существующими аналогами) при обеспечении требуемой точности.

Таким образом, решаемая в работе задача создания нового всеракурсного многофункционального приемника воздушных давлений, обладающего независимостью показаний от числа Рейнольдса во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета современных и перспективных вертолетов, обеспечивающего преимущество СИВСП по метрологическим и другим техническим характеристикам, а также разработка соответствующего алгоритмического обеспечения является актуальной с точки зрения развития отечественной авиационной техники.

Степень разработанности темы. Разработка и совершенствование приборов для измерения скорости и высоты полета ведется параллельно с развитием летательных аппаратов, на которые они устанавливаются. За эти годы приемники воздушных давлений прошли путь от простейшей трубки Пито, созданной еще в 1732 году и модифицированной Л. Прандтлем, до достаточно сложных многофункциональных устройств, позволяющих рассчитывать весь комплекс воздушных параметров, необходимых для управления летательным аппаратом.

В России (а ранее – в СССР) существует ряд предприятий, создавших свои научно-технические школы, внесшие значительный вклад в решение задачи теоретической и практической разработки ПВД и СИВСП:

- АО «Аэроприбор-Восход» (Н.К. Матвеев, В.Г. Кравцов, В.Н. Дятлов, Н.В. Алексеев, О.И. Назаров, А.А. Кошелев, Д.Л. Крылов, М.Ю. Сорокин);
- ФГУП «ЦАГИ» (А.Н. Петунин, Л.Ф. Пономарев, Е.С. Вожаев, М.А. Головкин, В.А. Головкин, А.А. Ефремов);
- ЛИИ им. М.М. Громова (Е.Г. Харин, С.Г. Пушкин);
- ФГБОУ ВПО КНИТУ-КАИ (В.М. Солдаткин, В.В. Солдаткин, А.А. Порунов);
- АО УКБП (Н.Н. Макаров, В.К. Козицин),

а также многие другие отечественные ученые и специалисты.

Среди зарубежных специалистов отметим L. Prandtl, E.S. Johansen, W. Johnson, J. Kaletka, R.E. Kinser, L.B. Loras, B. Muller, V. Ramakrishnan, O.K. Rediniotis, W. Zhao и других.

Их работы содержат как теоретическую основу для расчета внешнего обтекания выступающих в поток частей ПВД и течений газа в пневмотрассах, соединяющих отверстия для измерения давления на поверхности ПВД с датчиками давления, так и результаты экспериментальных исследований обтекания ПВД различной геометрии. Значительное внимание в работах уделено также разработке и созданию реальных образцов ПВД, которые применяются на практике. В результате в нашей стране были созданы приемники воздушных давлений различных видов:

- «классические» ПВД, применяющиеся на большинстве разработанных в СССР ЛА: ПВД-1, ПВД-7, ПВД-18, ПВД-30;
- многофункциональные ПВД: ПВД-31, ПВД-32 (МиГ 1.44), ПВД-43 (Су-35, Су-57), ПВД-40 (МС-21);
- многофункциональные всеракурсные ПВД: ПВД-44 (МИВП СИВСП-52), сферический ПВД.

Основные усилия (как в теоретическом, так и в практическом плане) в течение длительного времени были направлены на разработку самолетных ПВД. Вопросу создания всеракурсных приемников, предназначенных для использования на вертолетах, уделялось гораздо меньше внимания. Ситуация начала меняться в последние десятилетия. В частности, 1984 г. в НИО-5 ФГУП «ЦАГИ» по инициативе академика Г.С. Бюшгенса был создан специальный сектор, основной задачей которого была разработка СИВСП для маневренных ЛА. Существенный вклад в разработку перспективных всеракурсных ПВД и СИВСП внесли:

- Е.С.Вождаев – первый организатор (начальник НИО-5) и вдохновитель процесса создания направления аэрометрии в НИО-5;
- М.А.Головкин – первый начальник сектора, идеолог нового нетрадиционного направления в работе НИО-5;
- А.А.Ефремов – первый исполнитель разработок от моделей для АДТ до алгоритмов и программного обеспечения;
- А.В.Вялков – разработчик аппаратного и системного программного обеспечения первых натурных образцов СИВСП.

Благодаря их работе в тесном сотрудничестве с АО «Аэроприбор-Восход» была создана вертолетная СИВСП-52, которая устанавливается на выпускаемых серийно вертолетах К-52/52К. Наряду с неоспоримыми достоинствами СИВСП-52 (высокая точность работы, возможность измерения воздушных параметров полета вертолета на всех эксплуатационных режимах полета, включая режим висения), можно отметить основные направления дальнейшего совершенствования системы: уменьшение массо-габаритных параметров, упрощение аэродинамической компоновки, совершенствование алгоритмов.

Целью диссертационной работы является разработка аэродинамического облика многофункционального всеракурсного приемника воздушных давлений, показания которого не зависят от числа Рейнольдса во всей области условий эксплуатации современных и перспективных вертолетов, обладающего преимущественными метрологическими и другими техническими характеристиками, создание математической модели коэффициентов воспринимаемых ПВД давлений и алгоритма расчета параметров воздушного потока, набегающего на ПВД.

Задачи диссертационной работы:

- разработать метод аэродинамической стабилизации обтекания головной части многофункционального всеракурсного ПВД, обеспечивающий независимость воспринимаемых давлений от числа Рейнольдса во всей области условий эксплуатации современных и перспективных вертолетов;
- провести экспериментальные исследования всеракурсного ПВД в аэродинамических трубах и определить градуировочные характеристики ПВД;
- разработать математическую модель коэффициентов воспринимаемых ПВД давлений;
- разработать алгоритм расчета параметров воздушного потока, набегающего на ПВД, определить точностные характеристики ПВД и алгоритма.

Научная новизна диссертационной работы состоит в следующем:

1. Предложен и научно обоснован метод затягивания положения глобального отрыва и расширения области безотрывного обтекания головной части многофункционального всеракурсного ПВД с помощью размещения на ее поверхности пространственного турбулизатора в виде распределенных по поверхности ребер.
2. На основе предложенного метода создана методика формирования геометрии головной части и разработан аэродинамический облик всеракурсного ПВД, характер обтекания которого не зависит от числа Рейнольдса.
3. В результате выполнения комплекса экспериментальных и расчетных исследований показана эффективность предложенного метода и разработанного ПВД. Получены градуировочные характеристики ПВД, обобщенные в математической модели коэффициентов воспринимаемых давлений.
4. Разработана оригинальная методика расчета параметров воздушного потока, набегающего на предложенный ПВД, при любом его направлении (за исключением узкого телесного угла, охватывающего державку).
5. Создан алгоритм расчета статического давления и компонент вектора скорости набегающего на ПВД воздушного потока по воспринимаемым им давлениям. Выполнена его программная реализация. Алгоритм может быть адаптирован для применения в бортовых СИВСП, устанавливаемых на современных и перспективных вертолетах различного назначения.

Практическая значимость работы. Результаты, полученные в данной работе, могут быть использованы при разработке перспективных систем измерения воздушных параметров, предназначенных для установки на

модернизируемых современных и перспективных (в том числе скоростных) вертолетах. Использование рассмотренного в диссертации многофункционального приемника воздушных давлений позволит создать всеракурсную СИВСП с минимальным количеством выступающих в поток ПВД. Применение разработанного алгоритма расчета параметров набегающего на ПВД воздушного потока позволит проводить их вычисление с высокой точностью во всем диапазоне рабочих скоростей (начиная с режима минимальных скоростей) и аэродинамических углов (включая полеты вбок и назад).

Методы исследования базируются на опыте ЦАГИ в проведении теоретических и экспериментальных исследований в аэродинамических трубах. Для исследования картины течения вблизи поверхности ПВД, визуализации поля течения и линий тока использовались следующие методы: метод дымящейся проволоочки, метод поверхностной визуализации по изображениям частиц, методы спектрального и кросскорреляционного анализа, методы математического моделирования. При получении градуировочных характеристик использовались методики экспериментальных исследований в аэродинамических трубах ЦАГИ. При разработке математической модели измеряемых ПВД давлений и обработке экспериментальных данных применялись методы многомерной сплайн-интерполяции и аппроксимационные методы.

Научные положения, выносимые на защиту:

1. Метод затягивания положения глобального отрыва и расширения области безотрывного обтекания головной части всеракурсного ПВД с помощью размещения на ее поверхности пространственного турбулизатора.
2. Результаты исследования физической картины обтекания головной части ПВД в аэродинамических трубах ЦАГИ.
3. Результаты градуировочных испытаний ПВД в аэродинамических трубах ЦАГИ, математическая модель коэффициентов воспринимаемых ПВД давлений.
4. Алгоритм расчета параметров набегающего на ПВД воздушного потока.

Достоверность научных положений, представленных в диссертации, основана на следующем:

- большой опыт проведения экспериментальных исследований различного типа в аэродинамических трубах;
- применение высокоточного сертифицированного измерительного оборудования и современных методов обработки экспериментальных результатов;
- верификация экспериментальных результатов, путем сравнения данных, полученных для различных моделей на различных экспериментальных установках;
- верификация результатов, полученных различными методами: теоретическими, расчетными, экспериментальными;

– опыт успешной реализации и внедрения разработок ЦАГИ в области измерения воздушных параметров полета на самолетах Су-35, Су-57, МС-21 и вертолетах Ка-52, Ка-52К.

Апробация и внедрение результатов: материалы, представленные в диссертационной работе, докладывались и обсуждались на следующих научно-технических конференциях, форумах и симпозиумах:

- Научно-техническая конференция по аэродинамике ЦАГИ, пос. Володарского, 2014, 2017 г.;
- Форум российского вертолётного общества, г. Москва, 2017 г.;
- III отраслевая конференция по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов (КИМИЛА-2018), г. Жуковский, 2018 г.;
- XIX Международная конференция по методам аэрофизических исследований (ICMAR-2018), г. Новосибирск, 2018г.

Работа, результаты которой легли в основу диссертации, выполнялась в рамках договора с Министерством промышленности и торговли Российской Федерации, шифр темы «Стрекоза». Полученные научно-технические результаты положены в основу перспективной системы измерения воздушных параметров вертолета СВС-М, разработка которой ведется в АО «Аэроприбор-Восход», входящем в концерн «КРЭТ» совместно с ФГУП «ЦАГИ». Заинтересованность в данной разработке уже проявили представители отечественных разработчиков вертолетной техники – АО «Камов» и АО «МВЗ им. М.Л. Миля»

Соответствие паспорту специальности.

Содержание диссертации полностью соответствует паспорту специальности 2.5.12. по следующим пунктам:

- теоретические и экспериментальные исследования обтекания летательных аппаратов и их частей установившимися и неуставившимися потоками сплошного и разреженного газа;
- расчетные и экспериментальные исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов и их элементов.

Личный вклад автора заключается в научном обосновании метода устранения зависимости характера обтекания головной части приемника воздушных давлений от числа Рейнольдса, состоящего в размещении на ее поверхности пространственного турбулизатора, являющегося генератором локальных отрывов, в личном участии в проведении исследований физической картины обтекания приемника воздушных давлений с многогранной головной частью в аэродинамических трубах ЦАГИ, обработке и анализе экспериментальных данных, определении характеристик воздушного потока на поверхности головной части и в ее окрестности; в личном участии в проведении градуировочных испытаний исполнительной модели многогранного ПВД, обработке и анализе результатов испытаний, в разработке математической модели воспринимаемых ПВД давлений, в разработке, программной реализации и

тестировании алгоритма расчета параметров потока в точке установки ПВД, в апробации и опубликовании результатов.

Публикации.

По теме диссертации опубликованы 10 научных статей и докладов, из них 3 в изданиях, рекомендованных ВАК для опубликования основных положений диссертации и приравненных к ним. Также по теме диссертации получены 3 патента на полезную модель и изобретение.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы (включающего 74 наименований) и списка работ и докладов, сделанных по теме диссертации. Общий объем – 143 страницы.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении содержится общая характеристика диссертации. Приведено обоснование актуальности темы исследования. Сформулированы цели и задачи диссертационной работы, указаны объект и предмет исследования, обоснована научная новизна и показана практическая значимость работы, приведены сведения об апробации результатов работы. Сформулированы научные положения, выносимые на защиту. Указан личный вклад автора в выполнение работы. Приводится объем и структура диссертации.

В первой главе указаны нормативные требования, предъявляемые к приемникам воздушных давлений и системам измерения воздушных параметров. На основе публикаций в открытых источниках дан краткий обзор существующих приемников воздушного давления и датчиков аэродинамических углов. Указаны их основные достоинства и недостатки. Также рассмотрены существующие вертолетные системы измерения воздушных параметров, показаны возможные направления их дальнейшего развития.

Во второй главе рассмотрен вопрос разработки формы головной части всеракурсного приемника воздушных давлений, структура обтекания которого остается неизменной во всем диапазоне чисел Рейнольдса, характерном для существующих и перспективных вертолетов. Приведены требования, предъявляемые к разрабатываемому приемнику воздушных давлений. Показано, что удовлетворить всем указанным требованиям можно, если во всем допустимом диапазоне чисел Рейнольдса обтекание головной части ПВД будет аналогично сверхкритическому обтеканию гладкой сферы (с расширенной областью безотрывного течения по сравнению с режимом докритического обтекания, характерного для гладкой сферы при малых числах Рейнольдса). Представлено теоретическое обоснование возможности затягивания отрыва пограничного слоя на поверхности головной части с помощью локальной турбулизации течения распределенными по ней турбулизаторами потока.

На основании предложенного способа затягивания отрыва потока предложена методика построения головной части приемника воздушных давлений в форме вписанного в сферу многогранника, у которого образующиеся при сопряжении граней ребра являются локальными турбулизаторами потока. 3-D

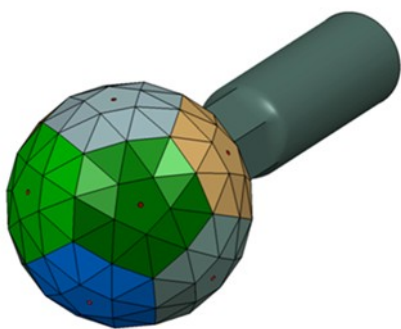


Рисунок 1– 3-D модель многогранного ПВД с 192-гранной головной частью

модель ПВД с 192-гранной головной частью, разработанного с использованием предложенной методики, приведена на рисунке 1.

С целью оценки влияния числа Рейнольдса на характер обтекания многогранной головной части были проведены соответствующие исследования в аэродинамической трубе Т-105 ЦАГИ, по результатам которых получены зависимости коэффициентов воспринимаемых приемными отверстиями ПВД давлений от полярного угла.

На рисунке 2 приведена полученная по результатам экспериментов зависимость

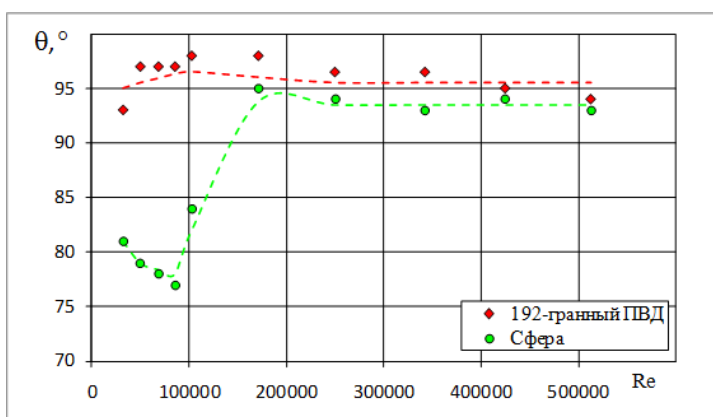


Рисунок 2 – Зависимость углового положения точки минимального значения коэффициента давления от числа Рейнольдса

углового положения точки минимального коэффициента давления от числа Рейнольдса для ПВД с 192-гранной и сферической головными частями. Видно, что у ПВД с 192-гранной головной частью минимальное значение коэффициента давления во всем рассмотренном диапазоне чисел Рейнольдса достигается при значении полярного угла $\theta > 93^\circ$, что соответствует сверхкритическому обтеканию гладкой сферы.

С целью подтверждения теоретически предполагаемой картины течения вокруг головной части многогранного ПВД и определения положения линии глобального отрыва потока на ее поверхности, были проведены физические исследования обтекания модели 192-гранного ПВД в аэродинамических трубах Т-105 и Т-03 ЦАГИ. К таким исследованиям относятся:

1. Визуализация картины линий тока вблизи поверхности головной части «методом дымящейся проволоочки». С помощью этого метода исследовалось обтекание моделей головных частей с числом граней 192 и 912 с диаметром описанной сферы 250 мм. Для размещения моделей в воздушном потоке АДТ Т-105 использовалась экспериментальная установка Ш-4, видеосъемка процесса испытаний осуществлялась с помощью высокоскоростной видеокамеры Fastvideo 500М при частоте 200 кадров в секунду. Пример полученных в результате испытаний картин линий тока в окрестности головной части ПВД в процессе пуска при скорости набегающего потока 5 м/с представлен на рисунке 3. Анализ полученных результатов позволяет сделать вывод, что глобальный отрыв потока с поверхности 192-гранного ПВД происходит в точке, угловое расстояние от которой до точки торможения составляет примерно 105° . Такое положение точек глобального отрыва хорошо соответствует режиму

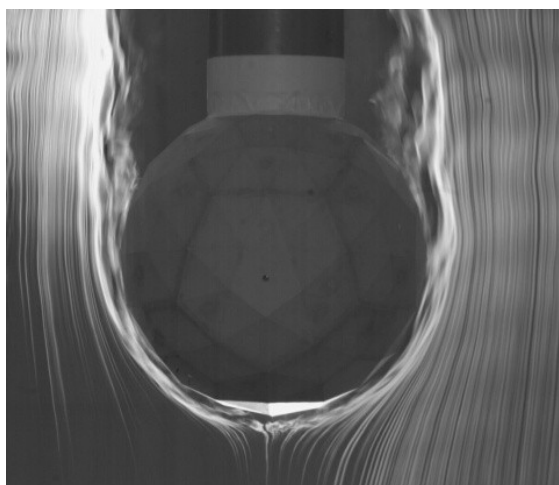


Рисунок 3 – Картина линий тока при обтекании многогранной головной части

сверхкритического обтекания гладкой сферы, хотя рассчитанное по диаметру описанной сферы число Рейнольдса $Re = 0.85 \cdot 10^5$ соответствует докритическому режиму. В случае 912-гранного ПВД отрыв происходит в точках, угловое расстояние от которых до точки торможения составляет примерно $75^\circ - 80^\circ$, что соответствует докритическому режиму обтекания гладкой сферы. Кроме того, на поверхности 192-гранного ПВД можно отметить зоны локальных отрывов, отсутствующие на 912-гранном ПВД. Таким образом, проведенная визуализация течения показывает, что использование 192-гранной головной части позволяет затянуть положение глобального отрыва при числах

Рейнольдса, соответствующих докритическому обтеканию гладкой сферы. При этом увеличение числа граней устраняет этот эффект, и обтекание 912-гранной головной части полностью соответствует обтеканию гладкой сферы.

2. Визуализация картины течения на поверхности головной части с помощью «метода поверхностной визуализации по изображениям частиц». С помощью этого метода исследовалось обтекание модели головной части с числом граней 192 и с диаметром описанной сферы 50 мм в АДТ Т-03 ЦАГИ. В результате были получены картины линий тока и распределения напряжения трения на поверхности модели при скоростях набегающего потока $V_\infty = 20, 30$ и 40 м/с и углах атаки $0 \dots 10^\circ$. Пример полученной картины линии тока и распределения напряжения трения по поверхности модели ПВД приведен на рисунке 4.

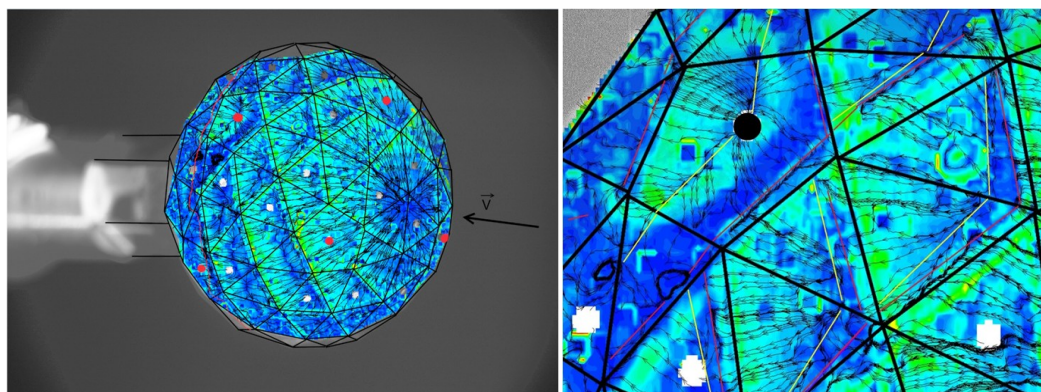


Рисунок 4 – Предельные линии тока и распределение напряжения трения на поверхности головной части модели приемника воздушных давлений

По результатам анализа полученных картин линий тока и распределения напряжения трения по поверхности модели идентифицированы линии локального отрыва и присоединения потока, области возвратного течения. Определено положение линии глобального отрыва на поверхности головной части ПВД. Показано, что, начиная с самых малых чисел Рейнольдса, положение точки

отрыва на поверхности 192-гранной головной части соответствует режиму сверхкритического обтекания гладкой сферы и практически не меняется с увеличением числа Рейнольдса.

3. Экспериментальные исследования распределения давления по поверхности грани многогранного ПВД. Для исследования использовалась модель 192-гранного ПВД с диаметром описанной сферы 250 мм, на исследуемой грани которой были сделаны 23 дренажных отверстия диаметром 0.5 мм. Регистрация давлений проводилась с частотой 500, 1000 и 2000 Гц. В процессе измерений в каждом отсчете регистрировались $n = 1024$ значения всех давлений. Это позволило определить распределение по поверхности грани не только средних за время измерения давлений, но и рассчитать среднюю квадратичную величину пульсаций давления $\sigma_p = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (P - \bar{P})^2}{n-1}}$, где P – мгновенное измеренное давление, \bar{P} – среднее значение измеренных в одном отсчете давлений. Полученное распределение пульсаций давления по поверхности центральной грани в окрестности линии отрыва при различных углах φ (φ – угол между вектором скорости набегающего потока и нормалью к плоскости грани, проведенной в ее центре) показано на рисунке 5.

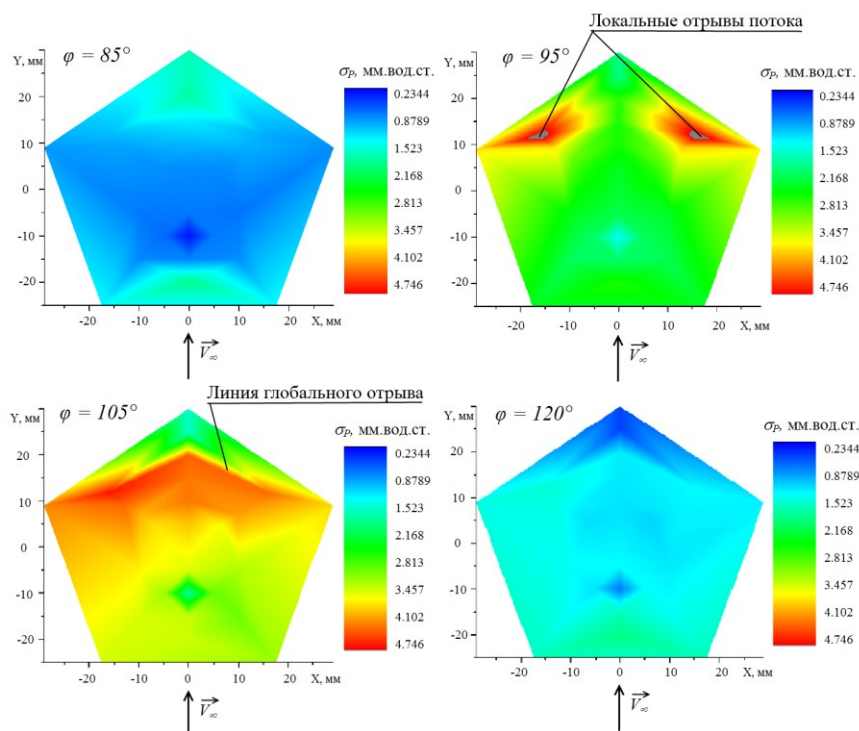


Рисунок 5 – Распределение пульсаций давления по поверхности центральной грани в окрестности линии отрыва при различных углах φ

Видно, что локальные отрывы потока на поверхности грани появляются при $\varphi = 95^\circ$, когда средняя величина пульсаций увеличивается до $\sigma_p = 2.5$ мм. вод. ст. Глобальный отрыв возникает при $\varphi = 105^\circ$, линия отрыва хорошо видна на соответствующем рисунке. Стоит отметить, что при $\varphi > 110^\circ$ величина пульсаций давления резко падает и становится сравнимой с пульсациями в области безотрывного течения ($\sigma_p \approx 1.1 \dots 1.5$ мм. вод. ст.). Это позволяет использовать для

расчета воздушных параметров давления, измеренные не только на наветренной части ПВД, но и в его донной области. Неприменимыми, из-за высоких пульсаций, оказываются только давления, измеренные в окрестности области отрыва, то есть в приемных отверстиях, у которых угловое расстояние от точки торможения лежит в диапазоне $95^\circ \dots 115^\circ$.

Также проведен спектральный анализ пульсаций давления на поверхности грани. Определены характерные частоты турбулентных вихрей, показано, что в окрестности линии глобального отрыва образуется область с вихревым течением высокой интенсивности.

В третьей главе рассмотрены градуировочные испытания разработанного всеракурсного приемника воздушных давлений. Представлены полученные в результате испытаний градуировочные характеристики многогранного приемника в виде зависимостей коэффициентов измеряемых давлений от пространственного угла атаки и аэродинамического угла крена $c_p = c_p(\alpha_n, \varphi_n)$. По результатам градуировочных испытаний построена математическая модель коэффициентов давлений, измеряемых ПВД. Показано, что данная модель может быть использована при расчете воздушных параметров.

На основании результатов физических исследований обтекания многогранных тел, представленных в главе 2, спроектирована электронная 3-D модель приемника воздушных давлений с 192-гранной головной частью. При этом была смоделирована не только достаточно сложная внешняя конфигурация ПВД, но и его внутреннее устройство, включающее в себя 12 трубопроводов, соединяющих приемные отверстия для восприятия давления на поверхности ПВД с выходными штуцерами (система обогрева не моделировалась, но необходимость ее последующего размещения учитывалась при моделировании). Исполнительная модель ПВД изготовлена методом лазерного спекания заготовки на 3-D принтере с последующей механической обработкой на станке с ЧПУ. Существенную поддержку при выполнении данной части работ оказал НПК НТЦ ФГУП «ЦАГИ».

Градуировочные испытания исполнительной модели 192-гранного приемника воздушных давлений проведены в аэродинамической трубе Т-105 ЦАГИ. По результатам испытаний получены градуировочные характеристики в

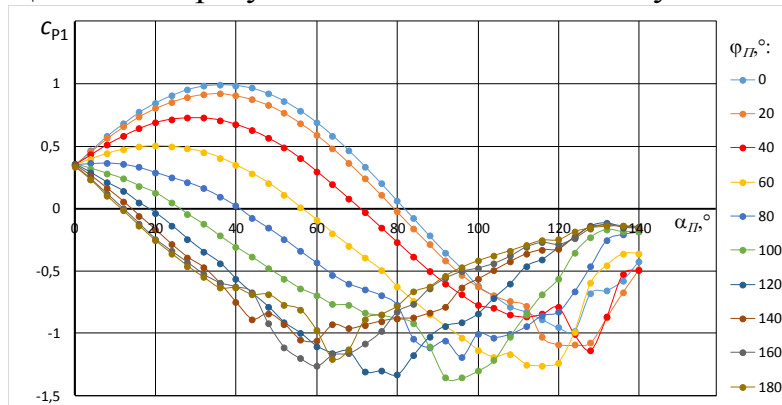


Рисунок 6 – Зависимость $c_p(\alpha_n)$ при различных значениях φ_n по результатам градуировочных испытаний

виде зависимостей коэффициентов измеренных давлений от аэродинамических углов (пространственного угла атаки α_n и аэродинамического угла крена φ_n). Пример полученной зависимости приведен на рисунке 6. Хорошо видно, что построенные по результатам эксперимента зависимости являются достаточно гладкими и могут быть использованы для

построения математической модели измеряемых ПВД давлений. Также выполнена оценка пульсаций воспринимаемых ПВД давлений в зависимости от значений аэродинамических углов.

По результатам градуировочных испытаний многогранного приемника воздушных давлений с 192-гранной головной частью была разработана математическая модель коэффициентов измеряемых ПВД давлений. Математическая модель представляет собой процедуру, позволяющую по заданным аэродинамическим углам (пространственному углу атаки α_{Π} и аэродинамическому углу крена φ_{Π}) рассчитать значения коэффициентов 12 измеряемых ПВД давлений и величины пульсаций этих давлений. Основой математической модели является база данных, оформленная в виде таблиц значений коэффициентов давлений и их пульсаций в диапазонах углов $\alpha_{\Pi} = -4^{\circ} \dots 140^{\circ}$ с шагом 4° и $\varphi_{\Pi} = -190^{\circ} \dots +190^{\circ}$ с шагом 10° . Подобные диапазоны аэродинамических углов позволяют полностью перекрыть весь диапазон направлений набегающего потока, при котором головная часть ПВД не затеняется державкой. Шаг таблиц позволяет алгоритму ПВД выполнить расчет аэродинамических параметров с достаточной точностью, проведя итерационное уточнение решения не более 5-ти раз. Кроме того, использование таблиц с постоянным шагом позволяет при вычислении коэффициентов давлений и их пульсаций в точках, не совпадающих с узлами таблицы базы данных, использовать процедуру четырехточечной кубической сплайн-интерполяции, отработанную и успешно применяемую в алгоритмах СИВСП.

В четвертой главе рассмотрен вопрос разработки алгоритма изолированного приемника воздушных давлений, позволяющего проводить расчет воздушных параметров (высоты и скорости полета, а также аэродинамических углов) по результатам измерения давлений в приемных отверстиях на поверхности головной части. Представлена общая методика расчета воздушных параметров. Подробно описана процедура нахождения значений воздушных параметров в нулевом приближении, не требующая значительных вычислительных ресурсов, но обеспечивающая достаточную точность. Описана процедура итерационного уточнения решения нулевого приближения. Приведены результаты тестовых расчетов значений воздушных параметров. Показана высокая точность работы алгоритма.

Алгоритм изолированного многогранного ПВД представляет собой процедуру для вычисления параметров набегающего на ПВД потока воздуха. Входными параметрами алгоритма являются 12 измеряемых приемником давлений, выходными – значения скоростного напора, статического давления, пространственного угла атаки, аэродинамического угла крена.

Расчет местных параметров потока в месте установки ПВД производится методом минимизации дисперсии невязки D между измеренными в полете давлениями и давлениями, рассчитанными по математической модели:

$$D = \frac{\sum W_i \cdot \{p_i - (c_{Pi}(\alpha_{\Pi}, \varphi_{\Pi}) \cdot q + p_{cm})\}^2}{\sum W_i}, i = 1 \dots 12$$

где p_i – давления, воспринимаемые ПВД;

– аэродинамические углы $\alpha_{\Pi} = 0 \dots 140^\circ$ и $\varphi_{\Pi} = 0 \dots 180^\circ$ с шагом 1° .

Данные значения высоты и скорости полета соответствуют режимам полета существующих и перспективных вертолетов.

С помощью математической модели многогранного ПВД производился расчет давлений, которые должен воспринимать ПВД при заданных параметрах полета. Далее рассчитанные давления в качестве исходных данных поступали на вход алгоритма и выполнялся расчет значений воздушных параметров. Пример результатов тестовых расчетов в виде отклонения расчетных значений высоты и скорости полета, а также аэродинамических углов от их номинальных значений при различных значениях углов α_{Π} и φ_{Π} представлен на рисунке 7.

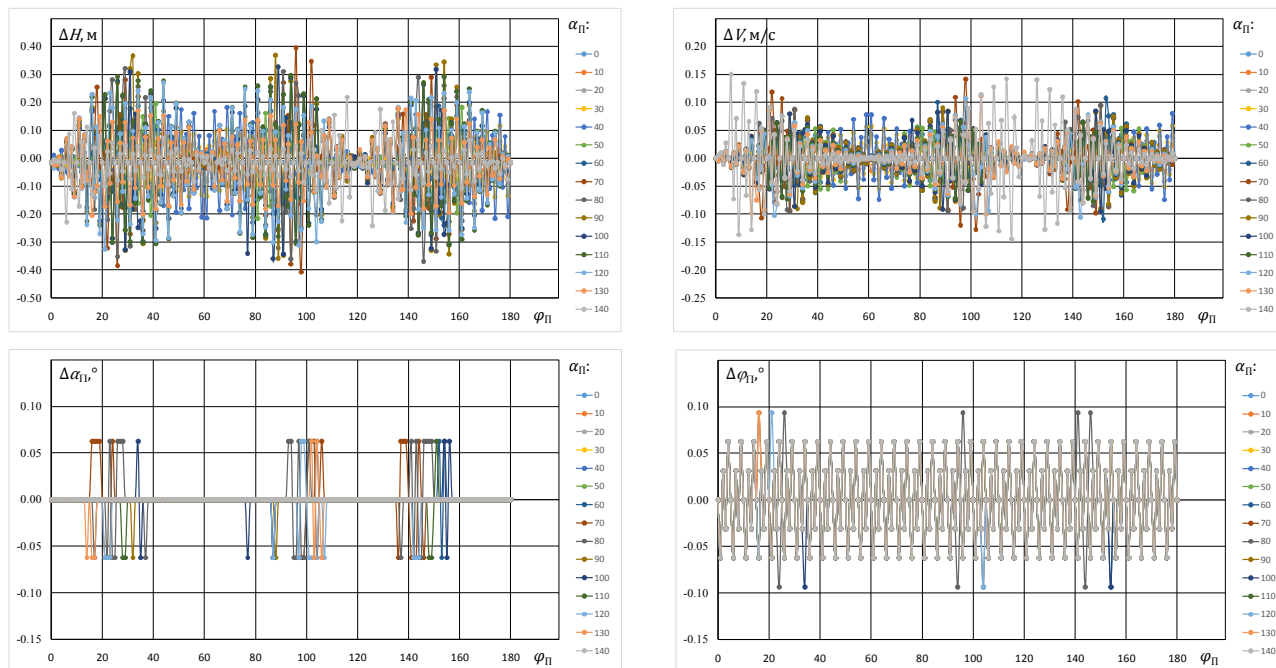


Рисунок 7 – Отклонения расчетных значений воздушных параметров от номинальных значений

Результаты тестирования наглядно показывают, что точность расчета воздушных параметров с помощью разработанного алгоритма многогранного ПВД достаточно высока. Ошибка вычисления высоты полета не превышает ± 0.5 м, модуля воздушной скорости - ± 0.2 м/с. Точность расчета аэродинамических углов ограничивается шагом таблицы математической модели числом итераций по уточнению решения и составляет, как видно, $\Delta\alpha_{\Pi} = \pm 0.0625^\circ$ и $\Delta\varphi_{\Pi} = \pm 0.094^\circ$. Среднеквадратичные погрешности рассчитываемых величин составляют соответственно: $\sigma_H = 0.146$ м, $\sigma_V = 0.053$ м/с, $\sigma_{\alpha\Pi} = 0.012^\circ$, $\sigma_{\varphi\Pi} = 0.046^\circ$.

После вычисления модуля воздушной скорости и аэродинамических углов можно найти три компоненты воздушной скорости V_x , V_y , V_z в связанной с ПВД системе координат, связь которых с углами α_{Π} и φ_{Π} определяется соотношениями:

$$V_x = -V \cdot \cos\alpha_{\Pi}, \quad V_y = V \cdot \sin\alpha_{\Pi} \cdot \cos\varphi_{\Pi}, \quad V_z = V \cdot \sin\alpha_{\Pi} \cdot \sin\varphi_{\Pi}.$$

С использованием математической модели и алгоритма были также выполнены оценки инструментальных погрешностей алгоритма многогранного

ПВД, учитывая, что для вертолетов используются датчики с диапазоном измерения $P_{\max}=1300$ гПа и погрешностью измерения давлений $\delta P=0.26$ гПа.

Пример отклонений расчетных значений высоты и продольной компоненты скорости (по модулю), обусловленных инструментальными погрешностями датчиков давлений, от их номинальных значений при различных значениях скорости потока и пространственного угла атаки (при $H = 1000$ м и $\varphi_{\Pi} = 30^\circ$), приведен на рисунке 8.

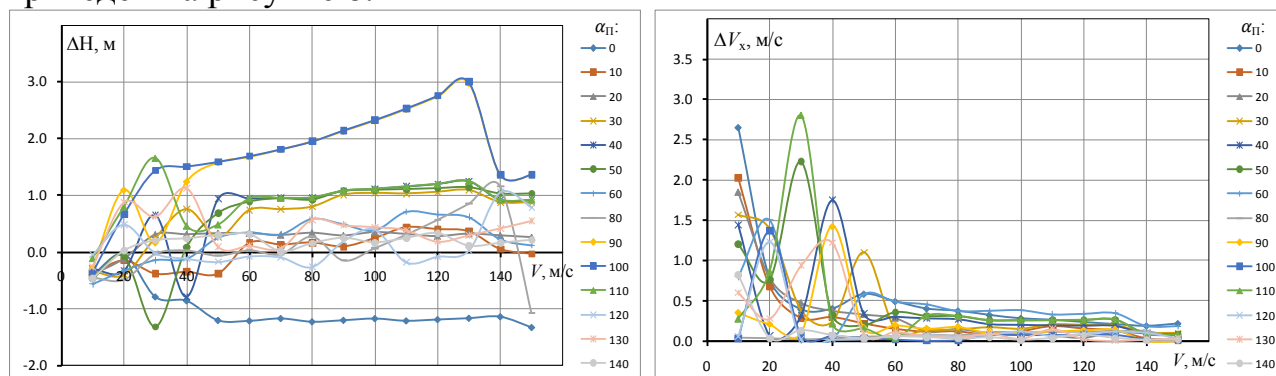


Рисунок 8 – Инструментальные погрешности определения воздушных параметров в зависимости от скорости полета при различных углах α_{Π} (при $H = 1000$ м и $\varphi_{\Pi} = 30^\circ$)

Получено, что инструментальная погрешность определения высоты во всем рассмотренном диапазоне скоростей не превышает 3 м и не зависит от высоты полета. Инструментальная погрешность расчета компонент скорости максимальна при малых скоростях полета, что связано с применением упрощенного метода расчета скоростного напора. С увеличением скорости погрешность расчета компонент скорости уменьшается и в рабочем диапазоне скоростей не превышает 1.5 м/с. Среднеквадратичные инструментальные погрешности (с учетом погрешностей алгоритма) составляют соответственно: $\sigma_H = 0.193$ м, $\sigma_V = 0.69$ м/с, $\sigma_{\alpha_{\Pi}} = 0.72^\circ$, $\sigma_{\varphi_{\Pi}} = 0.76^\circ$.

Полученные в результате тестов оценки показывают, что многогранный ПВД обладает высокой чувствительностью к изменению измеряемых параметров и может быть рекомендован для применения на летательных аппаратах различного назначения.

Заключение

1. Разработана форма пространственной головной части всеракурсного приемника воздушных давлений, структура обтекания которого остается неизменной во всем диапазоне чисел Рейнольдса, характерном для существующих и перспективных вертолетов. Головная часть приемника воздушных давлений имеет форму вписанного в сферу многогранника, у которого образующиеся при сопряжении граней ребра играют роль пространственного турбулизатора. Локальная турбулизация потока приводит к смещению линии глобального отрыва на поверхности головной части и расширению области безотрывного течения. Проведены физические исследования картины течения вокруг модели 192-гранной головной части. Получена качественная картина поведения потока на поверхности головной части и в ее окрестности, определено

положение линии глобального отрыва на поверхности головной части ПВД. Исследовано распределение давления и пульсаций давления на поверхности дренированной грани ПВД при различных углах атаки. Проведен спектральный анализ пульсаций давления на поверхности грани, определены характерные частоты гармоник измеренных сигналов давления. Показано, что для расчета воздушных параметров могут быть использованы давления, измеренные на всей поверхности головной части за исключением небольшой области в окрестности линии глобального отрыва.

2. Проведены исследовательские испытания моделей 192-гранного приемника воздушных давлений с диаметром описанной сферы 50 и 250 мм. Получены зависимости коэффициентов измеренных давлений от пространственного угла атаки α_{Π} и аэродинамического угла крена φ_{Π} . Показано, что при $Re > 3 \cdot 10^4$ положение точки минимума коэффициента давления на поверхности головной части ПВД находится в донной области головной части и ее обтекание аналогично сверхкритическому обтеканию гладкой сферы.

3. Разработана и изготовлена исполнительная модель ПВД с 192-гранной головной частью. Проведены ее градуировочные испытания. По результатам градуировочных испытаний разработана математическая модель коэффициентов воспринимаемых ПВД давлений, позволяющая при заданных значениях углов α_{Π} и φ_{Π} вычислять коэффициенты воспринимаемых ПВД давлений и величины их пульсаций.

4. Разработан и реализован алгоритм расчета воздушных параметров по результатам измерения давлений приемником воздушных давлений с 192-гранной головной частью. Проведены тестовые расчеты воздушных параметров. Показано, что погрешность расчета высоты полета не превышает ± 0.5 м, модуля воздушной скорости - ± 0.2 м/с, аэродинамического угла $\Delta\alpha_{\Pi} = \pm 0.0625^\circ$ и пространственного угла крена $\Delta\varphi_{\Pi} = \pm 0.094^\circ$. Проведены оценки инструментальных погрешностей алгоритма, связанных с погрешностями измерения давления существующими датчиками. Показано, что в рабочем диапазоне скоростей полета инструментальная погрешность определения компонент скорости не превышает 3 м/с, а высоты – 3 м. Подобные значения погрешностей позволяют использовать разработанный алгоритм изолированного приемника воздушных давлений для оснащения бортовых ПВД.

Список работ, опубликованных по теме диссертации

Публикации в изданиях, рекомендованных ВАК:

1. М.А. Головкин, Е.А. Ефремов, В.В. Сысоев. Квазисферический приемник воздушных давлений // Известия ВУЗов. Авиационная техника – 2018 г. - №2. – С. 112-116.
2. М.А. Головкин, А.А. Ефремов, В.В. Сысоев. Аэродинамический облик и алгоритм перспективного всеракурсного приемника воздушных давлений// Датчики и системы – 2018 г. – №10. – С.18-26.
3. А.В. Вялков, М.А. Головкин, А.А. Ефремов, В.В. Сысоев. Многофункциональные приемники воздушных давлений в современной и перспективной авиационной технике // Полет – 2018 г. - №11. – С.140-152.

Публикации в других изданиях:

1. М.А. Головкин, Е.А. Ефремов, В.В. Сысоев. Многогранный приемник воздушных давлений// Материалы XXV Научно-технической конференции ЦАГИ по аэродинамике, 2014.
2. В.В. Сысоев. Физическая картина обтекания многогранного приемника воздушных давлений потоком газа// Материалы XXVIII Научно-технической конференции ЦАГИ по аэродинамике, 2017.
3. А.А. Вялков, М.В. Грудинин, А.А. Ефремов, А.М. Каминский, В.В. Сысоев. Миниатюрный приемник воздушных давлений со сферической головной частью для измерения параметров потока в аэродинамических трубах// Материалы XXVIII Научно-технической конференции ЦАГИ по аэродинамике, 2017.
4. Приемник воздушного давления : пат. на полезную модель №138000 Рос. Федерация: МПК G01L 19/00 / Головкин М.А., Вялков А.В., Ефремов А.А., Сысоев В.В., Кравцов В.Г., Дятлов В.Н., Назаров О.И., Кошелев А.А.; заявители и патентообладатели: Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского» (RU), Открытое акционерное общество «Аэроприбор-Восход» (RU), – № 2013140013/28 ; заявл. 29.08.2013 ; опубл. 27.02.2014, Бюл. № 6.
5. Приемник воздушного давления : пат. 2542791 Рос. Федерация: МПК G01M 9/06 / Головкин М.А., Вялков А.В., Ефремов А.А., Сысоев В.В., Кравцов В.Г., Дятлов В.Н., Назаров О.И., Кошелев А.А., Гуляев О.А. ; заявители и патентообладатели: Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского» (RU), Открытое акционерное общество «Аэроприбор-Восход» (RU), – № 2013140011/28 ; заявл. 29.08.2013 ; опубл. 27.02.2015, Бюл. № 6. – 15 с. : ил.
6. М.А. Golovkin, A.V. Vyalkov, A.A. Efremov, V.V. Sysoev, O.A. Gulyaev, V.N. Dyatlov, O.I. Nazarov, A.A. Koshelev, V.G. Kravtsov Air Pressure Probe. United States Patent US 10,073,112 B2, 2018.
7. М.А. Головкин, Е.А. Ефремов, В.В. Сысоев. Всеракурсный приемник воздушных давлений// Труды XII форума Российского Вертолётного общества – М., 2017.
8. В.В. Сысоев. Результаты экспериментальных исследований поля течения в окрестности многогранного приемника воздушных давлений// Материалы III Отраслевой конференции по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов (КИМИЛА-2018), 2018.
9. М.А. Головкин, А.А. Ефремов, В.В. Сысоев. Экспериментальные исследования обтекания пространственного тела многогранной формы потоком газа (Experimental study of the gas flow around polyhedral spatial body) // Материалы XIX Международной конференции по методам аэрофизических исследований (ICMAR 2018), г. Новосибирск, 2018.
10. М. А. Golovkin, A. A. Efremov, and V. V. Sysoev. Experimental Study of the Gas Flow around Polyhedral Spatial Body [Электронный ресурс], - AIP Conference Proceedings 2027, 040035 (2018); <https://aip.scitation.org/doi/pdf/10.1063/1.5065309>. – P. 040035-1 - 040035-10