

НЕМАНОВ ИВАН ОЛЕГОВИЧ

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ
АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ В ЗАКРУЧЕННОМ
ПОТОКЕ ВИНТОКОЛЬЦЕВЫХ УСТРОЙСТВ**

Специальность: 05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена
летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва-2005

899

Работа выполнена в Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана.

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор
Калугин Владимир Тимофеевич

Официальные оппоненты: доктор технических наук, профессор
Ципенко Владимир Григорьевич
кандидат технических наук
Дядькин Анатолий Александрович

Ведущая организация: ОАО «Туполев», г. Москва

Защита состоится « 01 » Октября 2005 г. В _____ часов
на заседании диссертационного совета в Московском государственном
техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу:
105005, г. Москва, 2-ая Бауманская ул., д. 5.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана

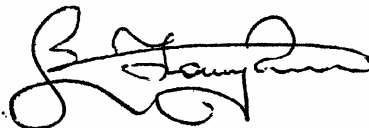
Автореферат разослан « » _____ 2005 г.

Ваш отзыв в двух экземплярах, заверенный гербовой печатью, просьба
направлять по адресу:

105005, г. Москва, 2-ая Бауманская ул., д. 5, МГТУ им. Н.
диссертационный совет ДС 212.008.01

Ученый секретарь диссертационного совета

д.т.н. профессор



Калугин В.Т.



Актуальность темы. Управление малоскоростным летательным аппаратом (ЛА) связано со значительными трудностями из-за малости скоростного напора набегающего потока. Традиционные аэродинамические органы управления (ОУ) малозффективны и для создания необходимых управляющих усилий должны быть значительных размеров, а применение других, например струйных, затруднено. Наиболее остро эта проблема стоит для малоскоростных дистанционно пилотируемых ЛА ввиду их малых габаритов. Решением проблемы является установка рулевых поверхностей в спутной струе толкающего воздушного винта, обладающей большей энергией по сравнению с набегающим на ЛА невозмущенным потоком.

Основными преимуществами подобных органов управления являются сравнительно небольшие размеры рулей, а также то, что возникающий на руле момент крена частично компенсирует реактивный момент винта.

Тот факт, что такая рулевая поверхность обеспечивает достаточную управляющую силу даже на скорости движения близкой к нулевой, очень важен для катеров на воздушной подушке, глиссеров и аэросаней, на которых также применяются подобные рулевые поверхности.

Отсутствие систематических исследований и методик расчета аэродинамических характеристик не позволяет проектировать органы управления, расположенные в спутной струе воздушного винта в кольце, выбрать их оптимальную конфигурацию. Поэтому проведение комплексных исследований обтекания рулевых поверхностей закрученным потоком, систематизация структур течения, выработка рекомендаций по выбору конструктивных параметров рулей и создание инженерной методики расчета параметров обтекания и аэродинамических характеристик управляющих устройств является актуальной задачей.

Цель и задачи диссертационной работы. Целью проведенных исследований было определение аэродинамических характеристик органа управления на основе физического и математического моделирования, выявление структур обтекания и выбор конструктивных параметров управляющих поверхностей обеспечивающих требуемые управляющие силы. В процессе достижения поставленной цели решены следующие задачи:

1. Проведение комплекса экспериментальных аэродинамических исследований, включающего термоанемометрический, дренажный, весовой и визуализационный эксперименты на специально созданной аэродинамической экспериментальной установке, моделирующей работу органа управления в закрученном потоке.
2. Анализ результатов экспериментальных исследований с целью установления особенностей обтекания рулевых поверхностей закрученным потоком, выявления влияния конструктивных параметров на аэродинамические характеристики рулей и выработку рекомендаций по

проектированию ОУ в закрученном потоке, обеспечивающих максимальное управляющее усилие.

3. Создание математической модели обтекания и инженерной методики расчета аэродинамических характеристик рулевых поверхностей в закрученном потоке.

Методы исследования. В работе использованы методы экспериментальной аэродинамики, предусматривающие термоанемометрические измерения, визуализацию течений, испытания дренированных моделей ЛА и проведение весовых экспериментов. На основе результатов исследования физических процессов проводилось математическое моделирование обтекания органов управления. Созданная методика расчета базируется на сочетании численного решения плоской задачи вязкого несжимаемого обтекания профиля рулевой поверхности с учетом неравномерности локальных параметров набегающего потока по методу плоских сечений.

Достоверность полученных результатов. Достоверность результатов гарантирована корректностью выбора исходных ограничений и допущений при постановке задачи; приемлемой точностью при проведении экспериментальных исследований измеряемых и вычисляемых величин; последовательным использованием при построении математических моделей обтекания органов управления основных уравнений аэрогазодинамики, которые являются выражением фундаментальных законов сохранения массы, количества движения и энергии; согласованием результатов расчетов с результатами экспериментальных исследований соискателя и данными, полученными при проведении физических испытаний в ЦАГИ.

Научная новизна. В диссертационной работе экспериментально исследовано обтекание управляющих поверхностей закрученным потоком. Выявлены структуры течения и особенности их трансформации при изменении угла отклонения руля δ по сравнению с обтеканием равномерным потоком. Установлено влияние удлинения, положения оси вращения и передней кромки руля, а также влияние конструктивного исполнения ОУ на создаваемую им управляющую силу. Предложена математическая модель обтекания и метод расчета аэродинамических характеристик рулевой поверхности закрученным потоком.

Практическая значимость работы заключается в создании методики, алгоритма и программы расчета управляющих сил создаваемых рулем в закрученном потоке; систематизации структур обтекания руля закрученным потоком, вычислении аэродинамических коэффициентов для различных условий обтекания управляющей поверхности; получении большого объема экспериментальных данных по аэродинамическим характеристикам руля в закрученном потоке; выработке рекомендаций по выбору конструктивных параметров и особенностям исполнения ОУ. Результаты исследований, вошедшие в диссертацию явились составной

частью госбюджетной НИР «Кедр-СМЗ» МГТУ им. Н.Э. Баумана и НИР «Совершенство-205» ВВИА им. Н.Е. Жуковского.

На защиту выносятся:

1. Результаты экспериментальных исследований обтекания аэродинамических органов управления полетом летательных аппаратов в закрученных потоках.
2. Методика и алгоритм расчета аэродинамических характеристик управляющих поверхностей летательных аппаратов в закрученном дозвуковом потоке, результаты математического моделирования и параметрических исследований.
3. Рекомендации по выбору конструктивных параметров органа управления.

Апробация работы. Основные положения и результаты работы докладывались и обсуждались на международной научно-технической конференции посвященной 80-летию аэрофлота (Москва, МГТУ ГА, 2003г.), научно-технической конференции посвященной 65-летию факультета СМ (Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004 г.) и научных семинарах кафедры «Баллистика и аэродинамика» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Внедрение результатов работы. Результаты работы использованы при создании аэросаней АС-2 в ОАО «Туполев» и внедрены в учебный процесс МГТУ им. Баумана.

Публикации. Основное содержание работы отражено в 2 опубликованных статьях, тезисах докладов и научно-технические отчетах.

Структура и объем диссертации. Работа состоит из введения, четырех глав, заключения, приложения, содержащего листинг разработанной программы и списка литературы. Общий объем диссертации составляет 228 страниц, в том числе 112 страниц текста, 132 рисунка, 5 таблиц.

Во **введении** обоснована актуальность темы, сформулированы цель и задачи исследования, выбраны методы исследования, отмечена научная новизна и практическая значимость работы, приведены основные положения выносимые на защиту, а также краткое содержание работы.

В **первой главе** даны общие сведения о системе «винт-кольцо-руль», показаны ее преимущества по сравнению с другими средствами управления движением. Двигатель вида «винт-кольцо» применяется на небольших малоскоростных ЛА, катерах на воздушной подушке и аэросанях, эксплуатационный диапазон скоростей которых составляет $M=0\ldots 0.25$. Небольшой скоростной напор при таких скоростях движения делает неэффективными традиционные аэродинамические органы управления полетом. Размещение рулевых поверхностей в спутной струе воздушного винта, обладающей большей энергией по сравнению с набегающим на ЛА невозмущенным потоком решает эту проблему. Профилированный кольцевой канал улучшает условия работы винта и рулей, повышает тягу комбинации «винт-кольцо», что позволяет уменьшить габариты винтоколь-

цевой группы. Рулевые поверхности установленные за воздушным винтом в кольце обтекаются сильнотурбулентным закрученным потоком, неравномерным как в продольном, так и в поперечном направлениях. Такой характер потока, взаимное влияние кольцевого канала, воздушного винта и рулей сильно изменяют аэродинамические характеристики последних.

Проведен краткий обзор публикаций посвященных изучению обтекания элементов винтокольцевой группы и их взаимного влияния. Отмечено, что исследованием движителей вида «винт-кольцо» и взаимодействия спутной струи винта и элементов планера самолета занимались ведущие отечественные и зарубежные организации: ЦАГИ (Остославский В.И., Ветчинкин В.П., Юрьев Б.Н.), МАИ (Шайдаков В.И., Маслов А.Д.), NASA и некоторые университеты США. Показано, что наиболее полно изучено взаимное влияние воздушных винтов и крыльев самолета, а также влияние конструктивных параметров винтокольцевой группы на тягово-мощностные характеристики движителя «винт-кольцо». Однако не существует исследований аэродинамических органов управления вся поверхность которых обтекается закрученным потоком, отсутствуют результаты замера поля скоростей в потоке за винтом в кольце, простые методики расчета управляющих сил и моментов, создаваемых такими ОУ. На основании этого сформулированы задачи исследования.

Во второй главе описаны созданная автором экспериментальная аэродинамическая установка, комплекс проведенных экспериментов, приведены результаты измерений и сделана оценка точности измеряемых и вычисляемых величин.

В ходе экспериментов были изучены различные конфигурации органа управления: с одним диаметрально расположенным рулем, с двумя параллельными рулями, с двумя взаимноперпендикулярными рулями (рис. 1). В качестве модели аэродинамической рулевой поверхности использовались плоские пластины различного удлинения ($\lambda = l^2/S_{\text{хар}}$, где l – размах пластины, $S_{\text{хар}}$ – ее площадь в плане) постоянного размаха ($l=300\text{мм}$) и различными хордами. Относительная толщина пластинок изменялась в диапазоне $\bar{c} = 0.075...2\%$, передняя, задняя и боковые кромки были закруглены.

Для проведения экспериментов была создана аэродинамическая установка, моделирующая закрученный поток, обтекающий рулевую поверхность. Установка представляет собой воздушный винт, приводимый в движение электродвигателем, установленный в профилированном кольцевом канале. Модели рулевых поверхностей в ходе эксперимента закреплялись с помощью специальных поддерживающих устройств, вносящих минимальные искажения в поток. Пластина, на которой замерялись сила и момент, закреплялась в середине размаха с помощью тонкой державки-обтекателя на трехкомпонентных тензовесах.

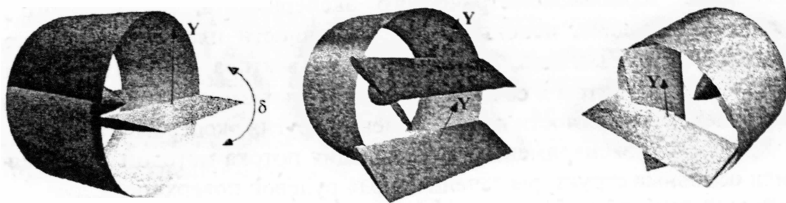


Рис. 1. Исследованные конфигурации органов управления

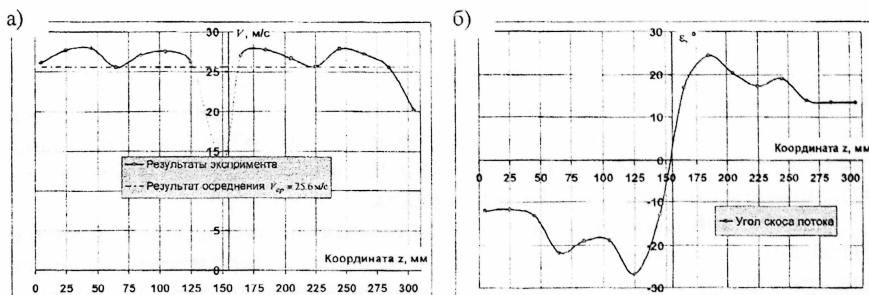


Рис. 2. Результаты измерения поля скоростей потока: а – модуль вектора скорости; б – угол скоса потока

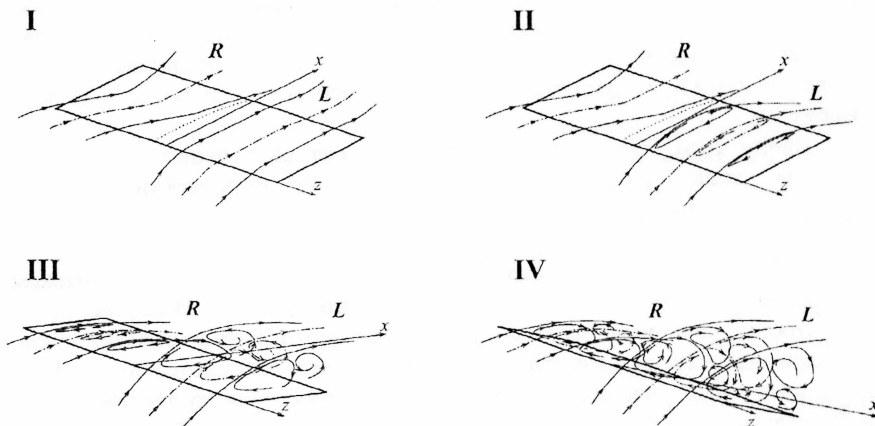


Рис. 3. Основные структуры течения при обтекании руля закрученным потоком

В ходе термоанемометрического эксперимента, проведенного по специальной методике, использующей особенности пластинчатого термоанемометрического датчика, измерен модуль вектора скорости V и угол скоса потока ε за винтом в сечении, соответствующем положению передней кромки рулевой поверхности при проведении других экспериментов.

Дренажный эксперимент и визуализация потока методом шелковинок выявили основные структуры течения около рулевой поверхности.

В результате весового эксперимента получены значения аэродинамической нормальной силы и момента тангажа, действующих на рули различного удлинения в различных конфигурациях. При изучении конфигураций с двумя рулевыми поверхностями сила и момент измерялись на каждом из рулей при наличии, а также в отсутствие второго.

Проведена оценка точности как непосредственно измеряемых, так и вычисляемых физических величин. Достоверность полученных результатов подтверждается результатами экспериментов по обтеканию пластины равномерным потоком проведенных в ЦАГИ и испытаниями в дозвуковой аэродинамической трубе МГТУ им. Баумана.

В третьей главе проведен анализ результатов физических испытаний. Выявлены основные структуры обтекания, определено влияние конструктивных параметров ОУ на их аэродинамические характеристики и даны рекомендации по их выбору.

Анализ зависимостей $V(z)$, $\varepsilon(z)$ вдоль диаметра канала (рис. 2,а, б) показывает, что минимумы модуля скорости наблюдаются вблизи стенок канала и его оси, где угол скоса достигает максимальных значений, а при переходе через ось канала меняет знак. Это указывает на то, что закрутка потока сонаправлена с вращением винта, а около оси канала существует так называемый «вихревой жгут» – интенсивный вихрь, возникающий при обтекании втулки воздушного винта, вблизи оси которого существует зона разрежения.

Ввиду того, что значение угла скоса потока ε непостоянно вдоль диаметра канала, угол атаки аэродинамической поверхности вдоль ее размаха также изменяется. Поэтому далее под углом атаки α будем понимать местный угол, под которым обтекается рассматриваемое сечение.

При обтекании рулевой поверхности закрученным потоком существуют четыре основных структуры течения (рис. 3). В случае, когда угол отклонения руля меньше угла скоса потока $\delta < \varepsilon$ сечения руля, расположенные по разные стороны от оси канала, обтекаются под углами атаки различных знаков. Обозначим L половину руля, обтекаемую под положительными углами атаки при $\delta=0^\circ$, R – половину, обтекаемую под отрицательными углами атаки.

Структура I – обе половинки руля обтекаются безотрывно. Такое обтекание может наблюдаться при углах отклонения руля близких к

нулевым. Вблизи середины размаха пластины структура течения определяется сходящим с втулки винта «вихревым жгутом» и в этой области возможно возникновение отрывных течений с локальными закрытыми или открытыми отрывными зонами. На рисунке не показано течение около законцовок руля, поскольку они находятся в зоне взаимодействия спутной струи винта с внешним потоком.

Структура II - при $\delta_{s1} \leq \delta \leq \delta_{s2}$, где δ_{s1} – угол поворота управляющей поверхности при котором происходит зарождение и развитие отрыва потока с передней кромки руля (замкнутая зона циркуляционного течения), δ_{s2} – угол поворота управляющей поверхности при котором на одной из консолей руля возможно существование открытой вниз по потоку отрывной зоны. Половинка R обтекается под отрицательным углом атаки и натекающий на нее поток растекается по пластинке. На половине L образуется замкнутая отрывная зона малой толщины с циркуляционным течением.

Структура III – при достижении угла отклонения пластины δ_{s3} изменение структуры течения завершается: зона циркуляционного течения распространяется на всю подветренную сторону рулевой поверхности, однако отрывная зона на половине R остается закрытой.

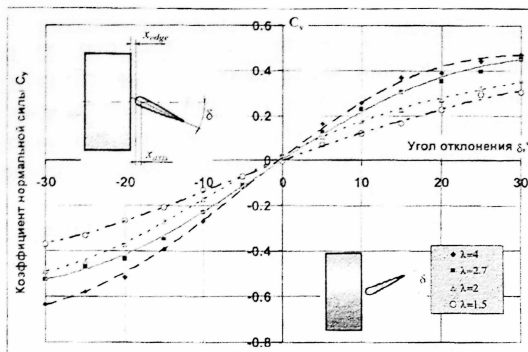
При достижении угла отклонения δ_{s4} перестройка течения завершается: в отрывном режиме обтекается 100% размаха руля. Течение является полностью отрывным (структура IV).

Таким образом, в отличие от течения в равномерном потоке, при обтекании пластинки закрученным потоком смена режима течения с безотрывного (структура I) на отрывное (структура IV) происходит постепенно, а не скачкообразно. Отрывная зона распространяется вдоль размаха пластинки по мере увеличения угла ее отклонения.

Для сравнения различных конфигураций органов управления и исследования влияния конструктивных параметров аэродинамическая нормальная сила Y и момент тангажа M_z приведены к безразмерным коэффициентам C_y и m_z , рассчитанным по осредненной скорости V_{cp} и характерной площади $S_{хар}$. При анализе зависимостей рассматривался рабочий диапазон углов отклонения руля δ от -30° до $+30^\circ$. Для вычисления скоростного напора, входящего в формулы для определения безразмерных аэродинамических коэффициентов, неравномерный закрученный поток был заменен равномерным осевым потоком. Осреднение скорости проводилось по критерию равенства полного импульса исходного неравномерного и эквивалентного равномерного потоков. В процессе осреднения потока подтверждена обоснованность принятия среднего по размаху угла скоса потока $\varepsilon_{cp}=0^\circ$ при вычислении безразмерных аэродинамических коэффициентов.

На рис. 4 – 8 приведены графические зависимости, иллюстрирующие влияние на безразмерные коэффициенты C_y , $\bar{x}_{цд}$ угла отклонения руля δ , его

а)



б)

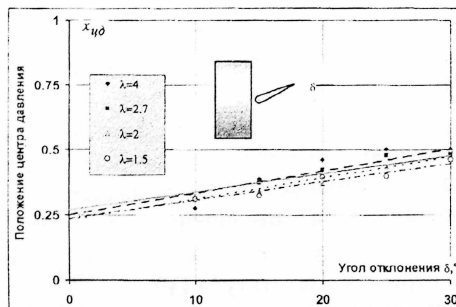


Рис. 4. Результаты эксперимента для конфигурации с одним диаметрально расположенным рулем: а – коэффициент нормальной силы C_y ; б – положение центра давления $\bar{x}_{цд}$

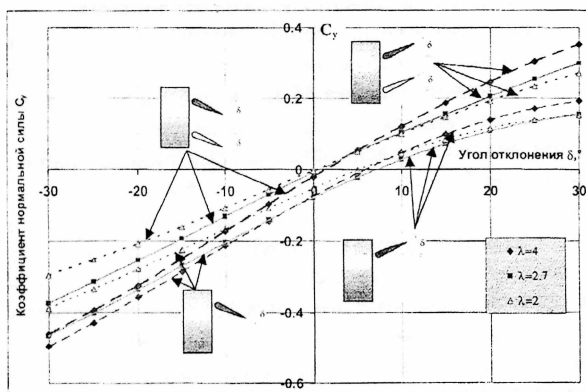


Рис. 5. Зависимости $C_y(\delta)$ для верхнего руля при наличии нижнего и в его отсутствие

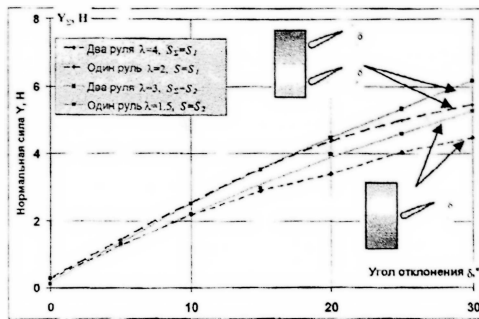


Рис. 6. Зависимости суммарной нормальной аэродинамической силы $Y_{\Sigma}(\delta)$ двух рулей и нормальной силы одного руля $Y(\delta)$ эквивалентной площади

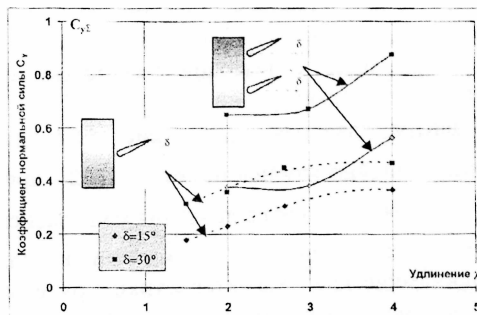


Рис. 7. Сравнение зависимостей коэффициента суммарной аэродинамической силы двух параллельных рулей $C_{Y_{\Sigma}}(\lambda)$ и одного диаметрального руля $C_Y(\lambda)$ эквивалентной площади

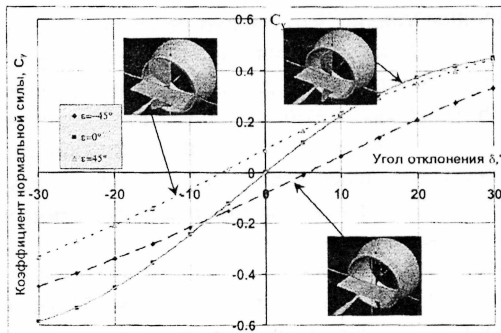


Рис. 8. Зависимости $C_Y(\delta)$ для горизонтального руля при различных углах отклонения вертикального $\varepsilon_{\text{vert}}$

удлинения, а также компоновочной схемы с одним диаметрально расположенным рулем, с двумя параллельными рулями и с двумя взаимно-перпендикулярными рулями. При рассмотрении зависимости управляющей воздействия для двух параллельных рулей рассмотрены аэродинамические характеристики, как одиночной управляющей поверхности, так и пары с учетом интерференционных эффектов.

Зависимости $C_y(\delta)$ для одиночной диаметральной управляющей поверхности не имеют выраженного излома кривой (рис. 4,а), характерного для зависимости $C_{y, \text{равном}}(\alpha)$ в равномерном потоке, а линейный участок кривой простирается до углов $\delta \approx 12^\circ$, в то время как для зависимости $C_{y, \text{равном}}(\alpha)$ линейный участок заканчивается при $\alpha = 6..8^\circ$ в зависимости от удлинения пластины. Сравнение величин $C_{y, \text{равном}}(\alpha)$ и $C_{y, \text{загр}}(\delta)$ при $V_{cr} = V_\infty$ показало, что при одном и том же значении угла отклонения руля δ $C_{y, \text{равном}}(\alpha) > C_{y, \text{загр}}(\delta)$. Отметим, что зависимости $C_y(\delta)$ для пластин удлинением $\lambda < 2$ могут быть с высокой точностью аппроксимированы прямой во всем рабочем диапазоне углов $-30^\circ \leq \delta \leq 30^\circ$.

Положение центра давления $\bar{x}_{цд}(\delta)$ (рис. 4,б) для исследованного диапазона удлинений линейно изменяется от $\bar{x}_{цд} \approx 0.25$ при δ близких 5° до $\bar{x}_{цд} \approx 0.5$ при $\delta = 30^\circ$ и положение центра давления мало зависит от λ .

В результате эксперимента с двумя параллельными рулями определены аэродинамические характеристики рулевых поверхностей удлинением $\lambda = 2..4$ смещенных от продольной оси канала в область максимума скорости. Смещенный подобным образом одиночный руль может быть отклонен либо к оси канала, в область больших скоростных напоров, либо от оси канала. Во втором случае значительная часть площади руля оказывается выведенной из потока за винтом, т.е. фактически перестает создавать управляющее усилие, что однако не сказывается отрицательно на эффективности конфигурации с двумя параллельными рулями. Это хорошо иллюстрируется зависимостью $C_y(\delta)$ для одиночного верхнего руля (рис. 5): на углах отклонения соответствующих «выходу из потока» абсолютные значения коэффициента C_y меньше, чем для равных углов отклонения руля к оси канала. График $C_y(\delta)$ пересекает горизонтальную ось правее начала координат, т.е. при $\delta = 0^\circ$ на руль действует аэродинамическая нормальная сила, направленная от оси канала.

Установка второго параллельного руля симметрично относительно оси канала приводит к незначительному уменьшению ($\sim 15\%$) значения $C_y(\delta)$ при отклонении руля «в поток». Для углов δ соответствующих отклонению руля «из потока» увеличиваются абсолютные значения $C_y(\delta)$. Это трансформирует график зависимости $C_y(\delta)$ почти в прямую, т.е. управляющая сила Y линейно

зависит от угла поворота руля, причем точки $C_y(\delta)=0$ смещаются ближе к началу координат по сравнению со случаем одиночного руля.

Положение центра давления $\bar{x}_{\text{цд}}(\delta)$ на одиночном руле слабо зависит от удлинения руля и линейно изменяется от 0.4 до 0.2 при изменении δ от -30° до $+30^\circ$, т.е. центр давления смещается назад при отклонении руля «в поток», и вперед при отклонении «из потока». Установка второго параллельного руля изменяет вид зависимости $\bar{x}_{\text{цд}}(\delta)$ в диапазоне $\delta \approx -20^\circ..+20^\circ$. Эта зависимость остается линейной, положение центра давления изменяется от 0.2 до 0.45. При отклонении руля на большие углы центр давления смещается к точке $\bar{x}_{\text{цд}}=0.3$.

Суммарная аэродинамическая сила $Y_\Sigma(\delta)$ превышает нормальную силу на одном диаметральной руле эквивалентной площади $Y(\delta)$ во всем рабочем диапазоне углов отклонения δ (рис. 6). Прибавка, обусловленная интерференцией составляет в среднем 20% по всему диапазону $0 \leq \delta \leq 30^\circ$.

На рис. 7 приведены зависимости $C_{Y\lambda}(\lambda)$ для углов поворота руля $\delta=15^\circ$, 30° . Для одиночного диаметрального руля значение $\lambda=4$ является предельным при котором $C_{Y\lambda}(\lambda)$ достигает насыщения. В конфигурации с двумя рулями, напротив, $C_{Y_\Sigma}(\lambda)$ при $\lambda < 3$ остается постоянным, и начинает быстро возрастать при $\lambda > 3$, однако суммарная аэродинамическая сила $Y_\Sigma(\delta)$ убывает из-за уменьшения площади руля.

Кроме приведенных значений аэродинамических коэффициентов для рулей в закрученном потоке, в работе использованы безразмерные коэффициенты управляющих сил, отнесенных к тяге движителя «винт-кольцо» ($\bar{Y} = Y/P$), которые позволяют рассчитать управляющую силу для различных винтокольцевых устройств. А также критерий эффективности $p_{y\delta} = Y/S_{\text{хар}}$, называемый удельным давлением, и равный средней управляющей силе, создаваемой единицей площади руля. Вид зависимостей $\bar{Y}(\delta)$, $p_{y\delta}(\delta)$ аналогичен зависимости $Y(\delta)$.

Влияние вертикального руля на аэродинамические характеристики горизонтального для конфигурации с **взаимноперпендикулярными рулями** показано на рис. 8. Отклонение вертикального руля «смещает» зависимость $C_y(\delta)$ по вертикали и уменьшает угол ее наклона. Это приводит к тому, что при отклонении только одного из рулей, на другом возникнет управляющая сила, которую необходимо парировать, соответствующим отклонением руля.

По результатам экспериментов получено, что скорость обдувки, определяемая частотой вращения винта, положение оси вращения $\bar{x}_{\text{axis}}$ и передней кромки руля $\bar{x}_{\text{edge}}$ незначительно влияют на создаваемую рулем управляющую силу.

В четвертой главе описана созданная инженерная методика расчета аэродинамических характеристик органа управления, математическая модель обтекания рулевой поверхности закрученным потоком с применением метода контрольных объемов.

Анализ зависимостей $Y(\delta)$ показывает, что весь рабочий диапазон углов отклонения можно разбить на две области: область с линейным законом изменения $C_y(\delta)$ и область с нелинейной зависимостью коэффициента нормальной силы C_y от угла отклонения пластины δ .

В области линейной зависимости $C_y(\delta)$ справедлива известная формула $Y(\delta) = C_y^\delta \cdot \delta \cdot q \cdot S_{хар}$, где δ - угол отклонения руля, C_y^δ - производная коэффициента нормальной силы по углу отклонения руля, $q = \rho V^2 / 2$ - скоростной напор, $S_{хар} = b \cdot l$. В равномерном потоке $\delta = \alpha$, $C_y^\delta = C_{y_равном}^\alpha$, скоростной напор вычисляется по скорости V_∞ . В закрученной спутной струе воздушно-го винта коэффициент нормальной силы для равномерного потока $C_{y_равном}^\alpha$ корректируется эмпирическим коэффициентом $k_1(\lambda)$:

$$Y(\delta) = C_{y_закр}^\delta(\lambda) \cdot \delta \cdot \frac{\rho V_{cp}^2}{2} \cdot S_{хар},$$

где $C_{y_закр}^\delta(\lambda) = C_{y_равном}^\alpha \cdot (k_1(\lambda))^2$, λ - удлинение руля. На основании результатов экспериментов автора и данных ЦАГИ была получена зависимость $k_1(\lambda)$:

$$k_1(\lambda) = 0.57 + \lambda / 100.$$

Коэффициент k_1 слабо зависит от удлинения руля и в рабочем диапазоне $2 \leq \lambda \leq 4$ может быть принят постоянным $k_1 = 0.59$.

Расчет $Y(\delta)$ при отрывном обтекании проводится по методу плоских сечений, который учитывает особенности закрученного потока, обтекающего, руль за воздушным винтом. Локальные параметры этого потока скорость V и угол скоса ε различны в каждой точке передней кромки руля. Поэтому нормальная сила dY создаваемая каждым продольным элементом зависит от V , ε , δ . При расчете аэродинамических характеристик по методу плоских сечений руль разбивается вдоль размаха на некоторое конечное число элементов (рис. 9), для каждого из которых численно решается плоская задача обтекания профиля руля равномерным потоком. В качестве начальных условий берутся локальные параметры набегающего закрученного потока: скорость и местный угол атаки. Полученные в результате численного решения элементарные значения аэродинамических сил суммируются, а пространственные эффекты учитываются эмпирическим коэффициентом $k_2(\delta, \lambda)$, зависящим от удлинения и угла отклонения руля.

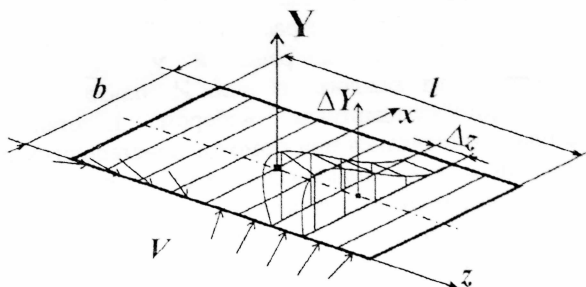


Рис. 9. Схема разбиения руля для расчета по методу плоских сечений

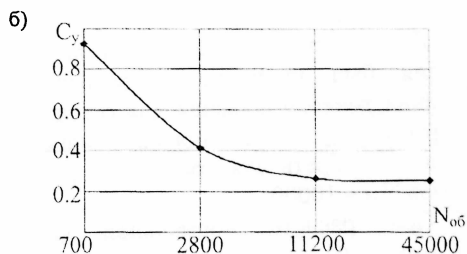
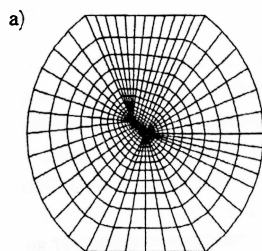


Рис. 10. Влияние расчетной области на результаты численного решения: а – расчетная область и ее разбиение; б – зависимость результатов численного решения от числа контрольных объемов в расчетной области при фиксированном угле атаки

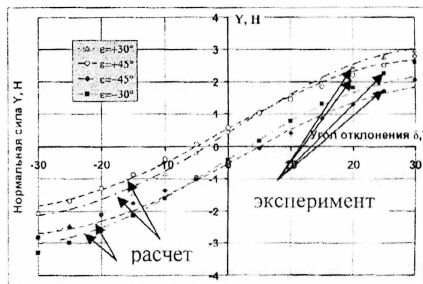
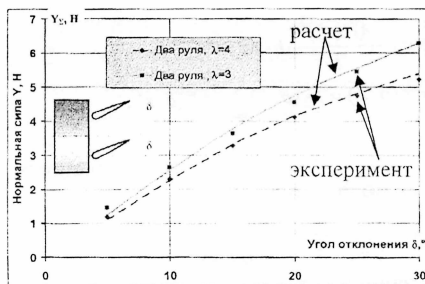


Рис. 11. Сравнение результатов расчета и эксперимента (точки – эксперимент, кривые – расчет): а – суммарная нормальная сила на двух рулях $Y_N(\delta)$; б – нормальная сила $Y(\delta)$ на горизонтальном руле при различных углах отклонения вертикального

Для численного решения плоской задачи использован метод контрольного объема, основанный на разбиении расчетной области на конечное число контрольных объемов (КО) и решении уравнений сохранения в интегральной форме для каждого из них. Использовалась $k-\varepsilon$ модель турбулентности со стандартным набором констант. Параметры пограничного слоя вычислялись при помощи пристеночных функций. При численном решении задачи использовался метод переноса результатов счета с грубой сетки на более мелкую, для чего делалось дробление сетки.

Проведенный анализ влияния формы расчетной области и типа ее разбиения на точность решения и потребные затраты вычислительных ресурсов показал, что наиболее выгодной в этом смысле является область показанная на рис. 10,а, входная и выходная границы которой образованы секторами окружностей с углом при вершине 106° , боковые границы – горизонтальные прямые.

Для выяснения влияния числа контрольных объемов на точность решения был проведен специальный эксперимент: решалась задача обтекания тонкого профиля для сетки (рис. 10,а) третьего ($N_{об} = 11264$) и четвертого ($N_{об} = 45056$) порядка. Зависимость, представленная на рис. 10,б позволила выбрать для проведения расчетов сетку с числом контрольных объемов $N_{об} \sim 10000$.

При расчете нормальной силы первоначально определяется зависимость $C_{y_расч}(\alpha)$ в диапазоне углов атаки $\alpha=0^\circ..65^\circ$ по результатам численного решения плоской задачи обтекания пластины равномерным потоком. Выбранный диапазон построения зависимости гарантировано включает в себя все значения местных углов атаки при отклонении пластинки внутри рабочего диапазона $0^\circ < \delta < 30^\circ$. При заданных локальных параметрах обтекания: скорости $V(z)$ и угла скоса потока $\varepsilon(z)$, элементарная нормальная сила вычисляется по формуле:

$$\Delta Y(\delta, z) = C_{y_расч}(\varepsilon(z) + \delta) \cdot \frac{\rho(V(z))^2}{2} \cdot b \cdot \Delta z,$$

а нормальная сила, действующая на руль $Y(\delta, \lambda) = k_2(\delta, \lambda) \sum_{n_z} \Delta Y(\delta, z).$

Коэффициент $k_2(\delta, \lambda)$ получен на основе многочисленных экспериментальных данных и определяется по формуле:

$$k_2(\delta, \lambda) = \frac{\lambda}{1.30 + 3.35\delta - 2.85\delta^2} + \frac{1}{-1.40 - 3.10\delta + 0.68\delta^2}.$$

При $\lambda \leq 2$ значение коэффициента k_2 слабо зависит от δ и может быть принято постоянным для каждого λ .

При расчете конфигурации с двумя параллельными рулями суммарная нормальная сила на рулях рассчитывается как для одиночного диаметрального руля эквивалентной площади с учетом коэффициента

интерференции. Для исследованного диапазона конструктивных параметров и скоростей обтекания рулевых поверхностей рекомендованное значение коэффициента интерференции $k_{инт}=1.2$.

Расчет нормальной силы в конфигурации с двумя взаимноперпендикулярными рулями более сложен: в зависимости от направления и угла отклонения вертикального руля ε_{vert} необходимо скорректировать значения коэффициента нормальной силы и внести поправку на смещение угла нулевой нормальной силы:

$$Y_{\Sigma_расч}(\delta) = \left(1 - \frac{\varepsilon_{vert}}{152.13}\right) \cdot \text{sign}(-\varepsilon_{vert}) \cdot Y_{расч} \left[\text{sign}(-\varepsilon_{vert}) \cdot \left(\delta + \frac{\varepsilon_{vert}}{9}\right) \right],$$

где ε_{vert} - угол отклонения вертикального руля в градусах. Расчет по этой формуле дает хорошее согласование результатов расчета и эксперимента в широком диапазоне углов отклонения рулей δ , ε_{vert} (рис. 11).

Полученные расчетные и экспериментальные зависимости аэродинамических характеристик позволили также определить коэффициенты момента тангажа и продольной силы, действующих на руль.

В заключении сформулированы основные результаты, полученные в диссертационной работе:

1. Проведен комплекс экспериментальных исследований, включающий термоанемометрический, визуализационный, дренажный и весовой эксперименты, позволивший выявить основные структуры течений около рулевых поверхностей, обтекаемых закрученным сильнотурбулентным потоком. Определены закономерности и особенности трансформации структур обтекания в зависимости от угла отклонения рулей. Установлено, что смена режима течения с безотрывного на отрывное происходит постепенно, отрывная зона распространяется вдоль размаха руля по мере возрастания угла его отклонения. Это приводит к увеличению протяженности линейного участка зависимости $Y(\delta)$.
2. В результате проведенных экспериментов установлено влияние конструктивных параметров органа управления и вариантов его исполнения на аэродинамические характеристики рулевых поверхностей и даны рекомендации по их выбору:
 - при установке одного диаметрально расположенного руля диапазон оптимальных удлинений руля составляет $\lambda=2...4$;
 - изменение положения передней кромки относительно заднего среза кольцевого канала $\bar{x}_{edge}$ в пределах $(-0.5..+0.5)b$ не влияет на аэродинамические характеристики руля;
 - аэродинамические характеристики руля незначительно зависят от скорости обдувки в исследованном диапазоне скоростей;
 - суммарная управляющая сила, создаваемая двумя параллельными рулями, превышает силу, возникающую на одиночном, диаметрально

расположенном руле эквивалентной площади на $\sim 20\%$ во всем диапазоне углов отклонения $\delta=0\ldots 30^\circ$;

- для конфигурации с двумя параллельными рулевыми поверхностями, расположенными в местах максимумов скоростей, оптимальное удлинение лежит в диапазоне $\lambda \geq 3$;
- при использовании двух взаимноперпендикулярных рулей необходим учет взаимного влияния, получены коэффициенты интерференции позволяющие рассчитать величину управляющего усилия, создаваемого рулями в такой конфигурации;
- положение оси вращения вдоль хорды руля x_{axis} в диапазоне $(0\ldots 0.25)b$ не влияет на управляющую силу.

3. Разработана методика определения аэродинамических характеристик рулей в закрученном потоке, дающая приемлемое для инженерных расчетов согласование результатов с результатами эксперимента. Методика включает в себя численное решение (методом контрольных объемов) задачи вязкого обтекания руля равномерным потоком с учетом неравномерности локальных параметров течения по методу плоских сечений.

Основные работы, отражающие содержание диссертации:

1. Неманов И.О. Аэродинамические характеристики управляющих поверхностей летательных аппаратов в закрученном дозвуковом потоке. // Тез. докл. международной научно-технической конференции, посвященной 80-летию Аэрофлота – М., 2003.–С.35-36.
2. Калугин В.Т., Неманов И. О. – Особенности обтекания аэродинамических рулевых поверхностей в закрученном потоке. // Научный вестник МГТУ ГА. Аэромеханика и прочность. – 2002.– №50. – С. 95 - 99.
3. Калугин В.Т., Чилингаров А.Р., Неманов И.О. – Управление движением аэросаней-амфибии с винтокольцевым двигателем // Научный вестник МГТУ ГА. Аэромеханика и прочность. – 2003.– №59. – С. 20 - 23.
4. Военно-технические исследования по обоснованию приоритетных направлений повышения уровня технического совершенства ЛА, обеспечивающих создание и модернизацию авиационных комплексов военного назначения на период до 2015 года: Отчет о НИР по теме “Совершенство-205”/ ВВИА им. Н.Е. Жуковского. – Инв. №0702\102216.– М.,2003.–414с. – С. 203-207