

Структуры течения в окрестности моделей вертолетных конфигураций

Головкин М.А.*, Головкина Е.В.***, Горбань В.П.***

*Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н. Е. Жуковского,
ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

*e-mail: spintest@tsagi.ru

**e-mail: spintest@tsagi.ru

***e-mail: spintest@tsagi.ru

Аннотация

Представлены полученные в гидродинамической трубе спектры обтекания моделей вертолетов и их элементов: планера Ка-50 с вариантами крыльев прямой и обратной стреловидности; Ми-26 и Як-24 с работающими несущими винтами; варианта модели Ка-60 со струйной системой управления – с выдувом струй из щелевого сопла на хвостовой балке и из хвостовой части фюзеляжа. Приводятся также проведенные в интересах последней указанной модели результаты исследований цилиндра с управляемой циркуляцией посредством выдува через щелевое сопло. Отмечаются характерные особенности обтекания указанных моделей.

Ключевые слова: метод подкрашенных струй, вихревые жгуты, несущий винт, щелевые сопла.

Данная статья является продолжением публикаций результатов исследований в гидродинамической трубе (ГДТ) малых скоростей аэродинамических компоновок

различных летательных аппаратов, представленных ранее в работе [1]. Визуализация течения в окрестности несущих винтов вертолета на различных режимах полета с помощью дымовых струй и PIV-методом содержится в книгах отечественных [2, 3] и зарубежных авторов [4, 5]. Там же представлены структуры обтекания некоторых типов вертолетных фюзеляжей. Компьютерная визуализация на основе расчетных исследований взаимодействия несущего и рулевого винтов содержится в [6]. Подробный обзор работ по визуализации различными методами течений в аэрогидродинамике сделан в статье [7].

В представленной статье, по-сути, дается обзор выполненных в ЦАГИ в течении ряда лет исследований по визуализации вертолетных аэродинамических компоновок различного типа в ГДТ малых скоростей, которые ранее в открытой печати не были опубликованы. Фотографии получены: на рис. 3–6 – М.А. Головкиным, Е.В. Головкиной, на рис. 7–10 – М. А. Головкиным, Е. В. Головкиной, А. А. Джегарбековой, на рис. 11–13 – В. П. Горбанем, на рис. 14, 15 – В. Н. Владимировым.

Цель данной публикации, как и в [1], – показать возможность вскрытия принципиальных особенностей обтекания моделей летательных аппаратов весьма малозатратными исследованиями в ГДТ малых скоростей с целью дальнейшего анализа их влияния на аэродинамические характеристики.

Методика исследований и экспериментальное оборудование.

Исследования проводились в гидродинамической трубе ЦАГИ ГДТ-400 с рабочей частью квадратного сечения размером 400×400 мм², ее описание содержится в [8]. Методика экспериментов во многом аналогична описанной в [1], и

здесь также использовались для визуализации подкрашенные струи в виде раствора анилиновых красителей в воде, подаваемые через дренажные отверстия на поверхность модели.

В отличие от [1], подача подкрашенных струй осуществлялась: для моделей Ка-50 через верхнюю «державку» круглого сечения, что в какой-то мере моделировало колонку и втулки соосных несущих винтов; для всех остальных моделей вертолетов, которые были оснащены несущими винтами – через «державку», крепящуюся к нижней поверхности фюзеляжа. Подача подкрашенных струй во вращающиеся лопасти осуществлялась через полые вал и втулки несущих винтов. Рулевой винт у Ми-26 не моделировался.

Исследования по управлению циркуляцией посредством тангенциального выдува струи через щелевое сопло* осуществлялись на модели цилиндра диаметром $D=50$ мм и длиной 204 мм (рис. 1). Вдоль образующей цилиндра было организовано щелевое сопло, образованное двумя цилиндрическими поверхностями, касательными к основному контуру. Ширина щелевого сопла составляла $d=0.4$ мм, что соответствует отношению $d/D=0.008$. Длина щелевого сопла $L=147$ мм. Вода, нагнетаемая насосом, подается в полость А и истекает из сопла тангенциально к поверхности цилиндра. Полости В и С, образованные основным контуром и нижней «губой» щелевого сопла, заполняются подкрашенной жидкостью, вытекающей через отверстия диаметром 0.6 мм на поверхность модели и визуализирующей предельные линии тока. Для визуализации течения вне модели использовалась гребенка насадков – тонкие трубочки, через которые также подавалась

* Эти исследования предваряли эксперименты с вариантом модели Ка-60 со струйной системой управления.

подкрашивающая жидкость. Скорость истечения струи регулировалась изменением напряжения электропитания насоса. Испытания проводились при двух значениях скорости набегающего потока: $V=3.4$ см/с и 5 см/с, что соответствует числам Рейнольдса (определенным по диаметру цилиндра) около 1700 и 2500 . Коэффициент потерь скорости при истечении из сопла принимался равным единице, и скорость истечения определялась как $v=Q/(Ld)$, где Q – объемный расход. Соответственно, коэффициент импульса струи $c_\mu = 2 \frac{d}{D} \left(\frac{v}{V} \right)^2$. В процессе испытаний c_μ изменялся в диапазоне от 0 до 8.8 . Крепление модели позволяло устанавливать любое азимутальное положение щелевого сопла ψ , отсчитываемое относительно направления вектора скорости набегающего потока. Весовые испытания аналогичной модели были проведены также и в аэродинамической трубе Т-105, что позволило сопоставить физическую картину обтекания цилиндра и величины возникающих на нем аэродинамических сил при различной интенсивности выдува.

При разработке вертолета Ка-60 рассматривался, в том числе, и вариант со струйной системой управления. При этом в гидродинамической трубе была испытана модель с полным моделированием работы струйной системы и несущего винта. Это позволило исследовать спектры течения в окрестности вертолета в условиях моделирования работы несущего винта, воздухозаборников, реактивного и щелевого сопел струйной системы. Схема этой модели показана на рис. 2.

Модель была выполнена из стеклопластика и обеспечивала полное моделирование внешнего течения вокруг вертолета. Для отбора воды через воздухозаборники 1 внутри модели организована всасывающая полость 2. Из нее

вода по трубке 3 откачивается насосом 4 в компенсирующую емкость 5, разделенную гибкой диафрагмой на два отсека. В процессе заполнения первого отсека водой, откачиваемой из всасывающей полости, вода из смежного отсека по трубке 6 выдавливается в напорную полость 7 модели, откуда истекает через щелевое и реактивное сопла. Таким образом обеспечивается равенство расходов отсасываемой и истекающей из модели струй. Щелевое сопло организовано по левому борту фюзеляжа и имеет ширину $d=0.3$ мм и длину $L=48$ мм.

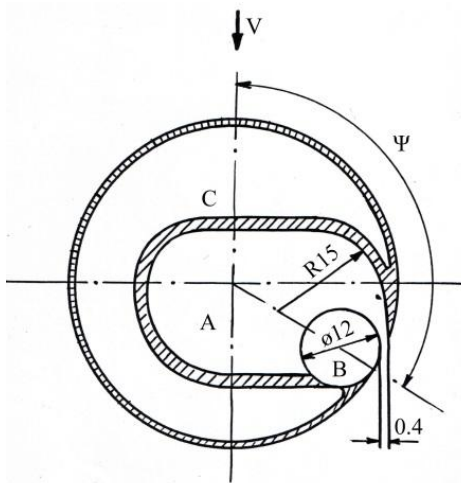


Рис. 1. Схема цилиндра с управляемой циркуляцией

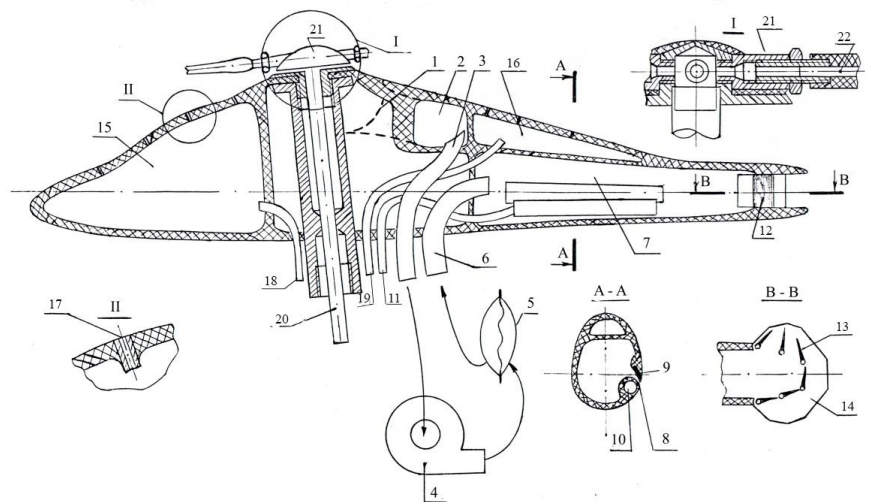


Рис. 2. Схема модели со струйной системой управления

Острая кромка щелевого сопла 8 образована стальной пластиной 9, заформованной в стенку фюзеляжа. Плавный выход («губа») сопла образован металлической трубкой 10 диаметром 5 мм, к которой подводится подкрашивающая жидкость по трубке 11. Истечение через щелевое сопло осуществляется из напорной полости 7 модели. Из нее же вода истекает и через реактивное сопло 12. Реактивное сопло снабжено шестью створками 13, поворачивающимися между двумя горизонтальными фигурными пластинами 14. Фиксирование заданного положения створок осуществлялось с помощью водостойкого клея. Конструкция сопла позволяла

проводить исследования на различных режимах работы (выдув вбок, назад, в любом промежуточном направлении) и при разных его площадях. Для визуализации предельных линий тока на фюзеляже внутри модели организованы две полости 15, 16 для подкрашивающей жидкости, которая подавалась на поверхность фюзеляжа через отверстия 17 диаметром 0.5 мм, выполненные по нормали к поверхности, по трубкам 18, 19.

Диаметр модели несущего винта составляет 250 мм. Количество лопастей – 4, коэффициент заполнения – 0.1, толщина профиля лопасти - 12%, крутка около 5°. Угол установки лопастей регулируемый. Лопасти модели несущего винта были изготовлены из стеклопластика и обеспечивали подачу подкрашивающей жидкости к концам лопастей. Подвод подкрашивающей жидкости к лопастям осуществлялся через полый вал 20 и втулку 21 через каналы 22.

Привод несущего винта производился через специальную державку от электродвигателя с редуктором, размещенного вне гидродинамической трубы. Для исследования течения в окрестности модели использовались две гребенки насадков для подвода подкрашивающей жидкости, размещенные в конфузоре трубы в плоскости симметрии фюзеляжа и в плоскости несущего винта.

Визуализация обтекания модели планера вертолета Ка-50.

У этой модели подкрашивающая жидкость из консолей крыла не выпускалась. Некоторые результаты исследований структуры обтекания модели Ка-50 в отсутствии скольжения представлены на рис. 3.

На виде слева видно с уменьшением угла атаки α перестроение предельных линий тока в носовой части фюзеляжа, так что при $\alpha=0$ и -10° с фонаря кабины они увлекаются в подкрыльевую область. На виде снизу при $\alpha=-10^\circ$ видно, что начиная с носовой части, формируются вихревые жгуты, которые следуют вдоль фюзеляжа в область горизонтального оперения и концевых шайб на нем. При скольжении (рис. 4) эти вихревые жгуты существенно перекашиваются, что может оказывать существенное влияние на работу горизонтального и вертикального оперений.

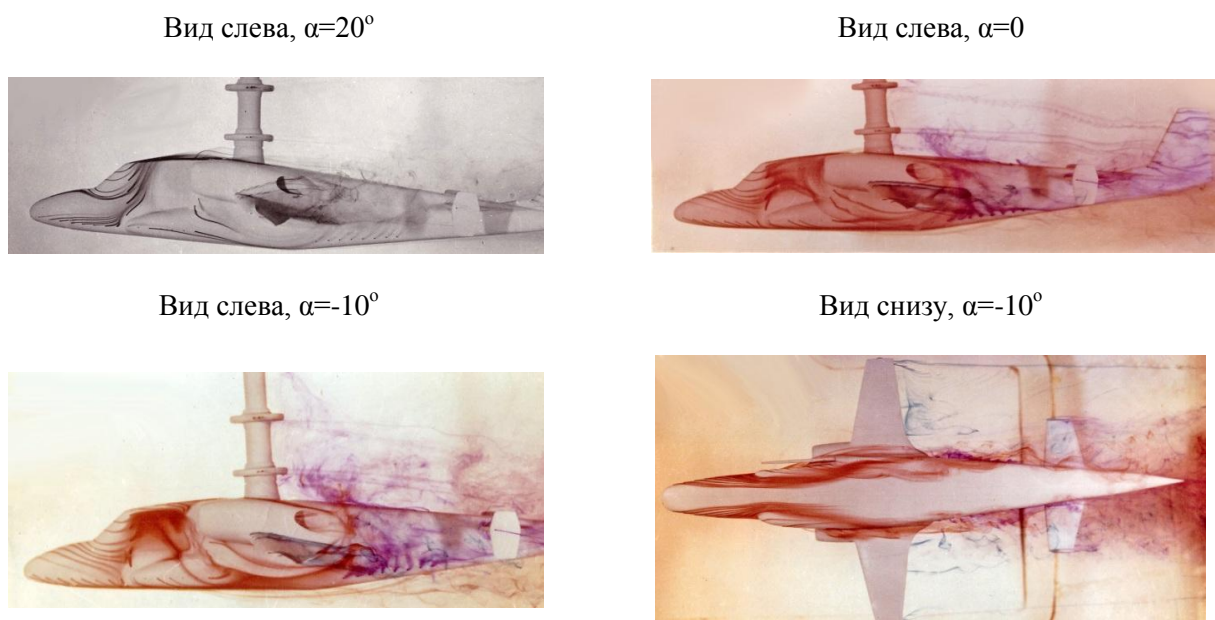


Рис. 3. Структура течения вблизи модели планера вертолета Ка-50 в отсутствии скольжения



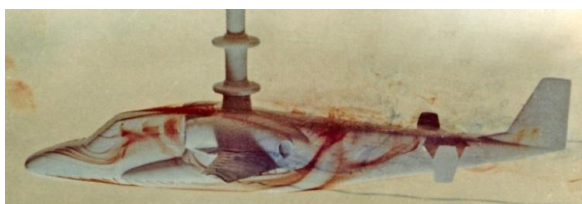
Рис. 4. Вид снизу на структуру обтекания модели планера вертолета Ка-50 при $\alpha=-10^\circ$, $\beta=-10^\circ$

Модель планера Ка-50 с крылом обратной стреловидности.

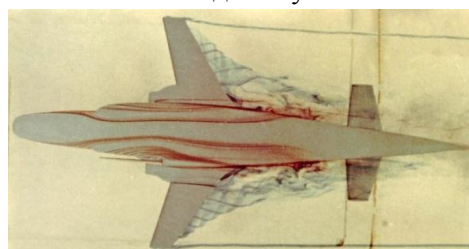
У этой модели, в отличие от исходной, подкрашивающие струи выпускались из консолей крыла. Некоторые результаты визуализации течения вокруг этой модели в отсутствии скольжения представлены на рис. 5. Из сравнения рис. 5 с рис. 3 можно видеть, что установка крыла обратной стреловидности практически не повлияла на обтекание носовой части фюзеляжа. На рис. 5 видны концевые вихри крыла обратной стреловидности. Отчетливо визуализируются заднекрюмочные вихревые образования, следующие от приконцевых к прикорневым сечениям крыла и далее вдоль хвостовой части фюзеляжа в область стабилизатора. Эта картина течения во многом схожа со структурой обтекания модели самолета с крылом обратной стреловидности, рассмотренной в [1]. Такие вихревые образования могут существенно влиять на работу стабилизатора и концевых шайб на нем и, соответственно, на продольные характеристики и статическую устойчивость модели по курсу. Можно также отметить, что указанные выше для модели с прямым крылом, вихревые образования, формирующиеся на отрицательных углах атаки снизу на носовой части фюзеляжа, присутствуют и для этой модели, но они сразу за крылом взаимодействуют с отмеченными заднекрюмочными вихрями и быстро размываются.

Вид слева

$\alpha=0$



Вид снизу



$\alpha = -15^\circ$

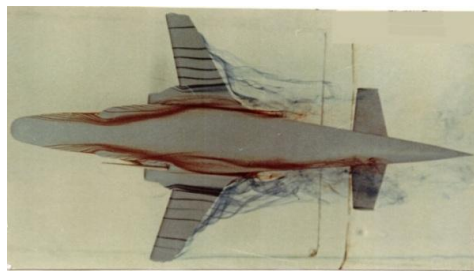
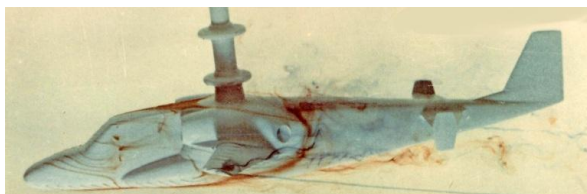
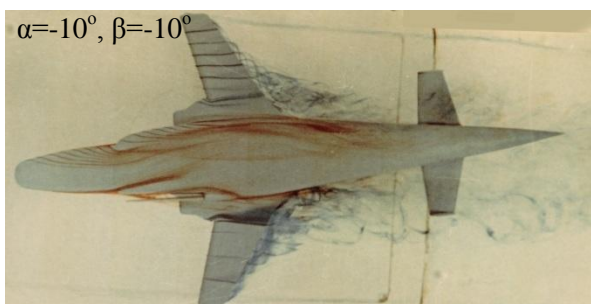


Рис. 5. Структура течения вблизи модели планера вертолета Ка-50 с крылом обратной стреловидности в отсутствии скольжения

Следует отметить, что при наличии скольжения вихревые структуры этой модели вертолета перекашиваются (рис. 6), что может существенно влиять на ее характеристики продольной и путевой статической устойчивости.

$\alpha = -10^\circ, \beta = -10^\circ$



$\alpha = 0, \beta = -20^\circ$

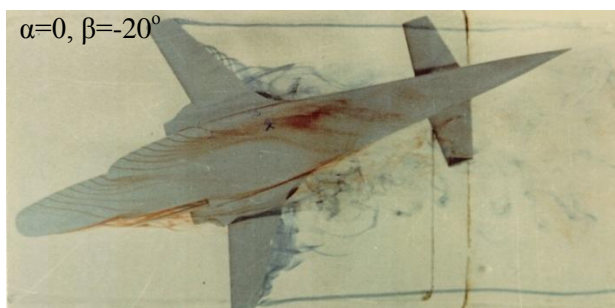


Рис. 6. Вид снизу на структуру обтекания модели планера вертолета Ка-50 с крылом обратной стреловидности при различных значениях углов атаки и скольжения

Структура обтекания модели вертолета Ми-26.

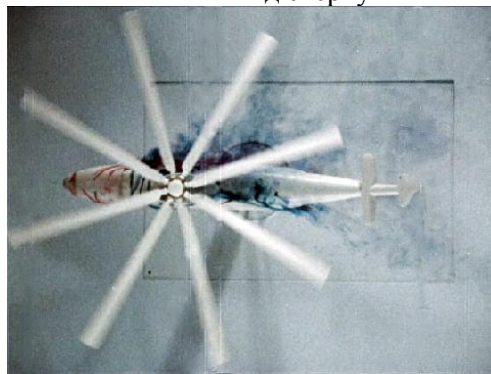
На этой модели из несущего винта подкрашенные струи не выпускались с целью получения четких картин течения на самом фюзеляже и в его окрестности.

Вид слева



Вид справа

Вид сверху



Вид справа, несущий винт не вращается

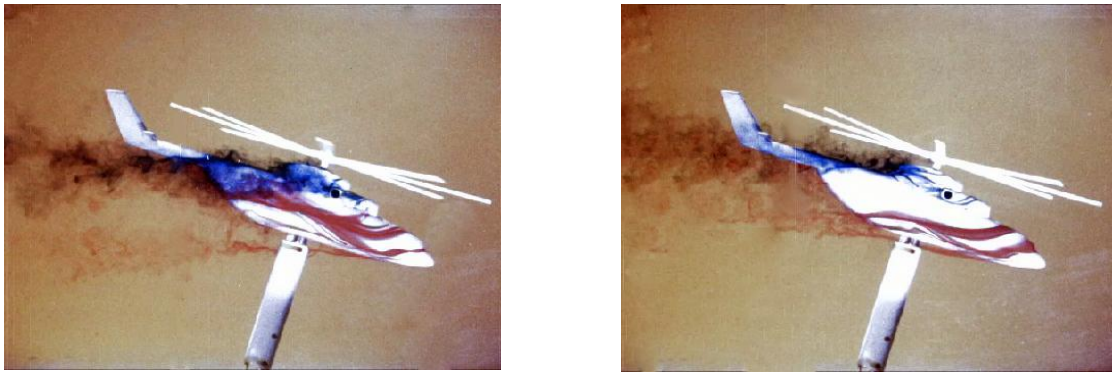


Рис. 7. Спектры обтекания модели вертолета Ми-26 при $\alpha=-15^\circ$ в отсутствии скольжения при значении $\mu=0.15$

Для примера на рис. 7–9 представлена визуализация обтекания модели при $\alpha=-15^\circ$ на режиме, соответствующем значению характеристики работы несущего винта $\mu = \frac{V \cos \alpha}{\omega R} = 0.15$, где V – скорость набегающего потока, α – угол атаки несущего винта, ω – его угловая частота вращения, R – радиус винта. Исключение составляет указанная картина течения на рис. 7, где несущий винт не вращался. Направление вращения винта при виде сверху – по часовой стрелке. Из рис. 7 можно видеть, что с правой стороны за кабаном формируется область возмущенного отрывного течения, обусловленная вращательной компонентой индуктивных скоростей от вращающегося несущего винта. Это подтверждается сравнением с картиной течения на виде справа с неработающим несущим винтом. Далее эта область сносится вниз по потоку в сторону горизонтального оперения модели вертолета. Обтекание левого борта фюзеляжа гораздо более гладкое. Только отдельные возмущения с кабана приходят в область стыковки хвостовой балки с погрузочной рампой. На обтекание носовой части при виде справа работа несущего винта оказывает несильное влияние.

Вид слева

Вид справа



Рис. 8. Структура обтекания модели вертолета Ми-26 с работающим несущим винтом при $\alpha=-15^\circ$, $\beta=-10^\circ$, $\mu=0.15$

Вид слева



Вид справа

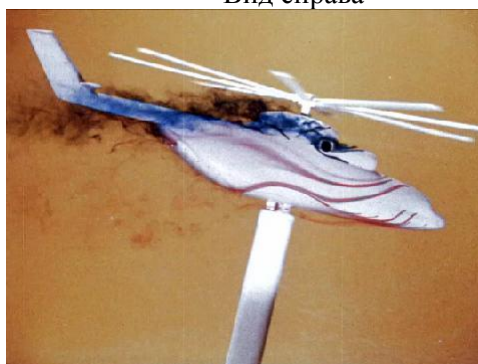


Рис. 9. Визуализация структуры обтекания модели вертолета Ми-26 с работающим несущим винтом при $\alpha=-15^\circ$, $\beta=10^\circ$, $\mu=0.15$

При наличии отрицательного скольжения (рис. 8, $\beta= -10^\circ$) на левой, наветренной, стороне возмущения с кабана не попадают в придонную область погрузочной рампы (сравнить с рис. 7, вид слева). При этом на правой, подветренной, стороне обтекание модели происходит с еще большими возмущениями, идущими от кабана, чем при отсутствии скольжения.

При положительном скольжении (рис. 9, $\beta=10^\circ$) структура обтекания фюзеляжа на виде слева, т.е. подветренной стороне, аналогична структуре при $\beta=0$. На виде же справа, т.е. на наветренной стороне, структура течения существенно отличается: возмущенная область, идущая с кабана, существенно сужается (сравнить с рис. 7).

Вид слева

Увеличение характеристики режима работы несущего винта μ до величины 0.24 приводит к



Вид справа

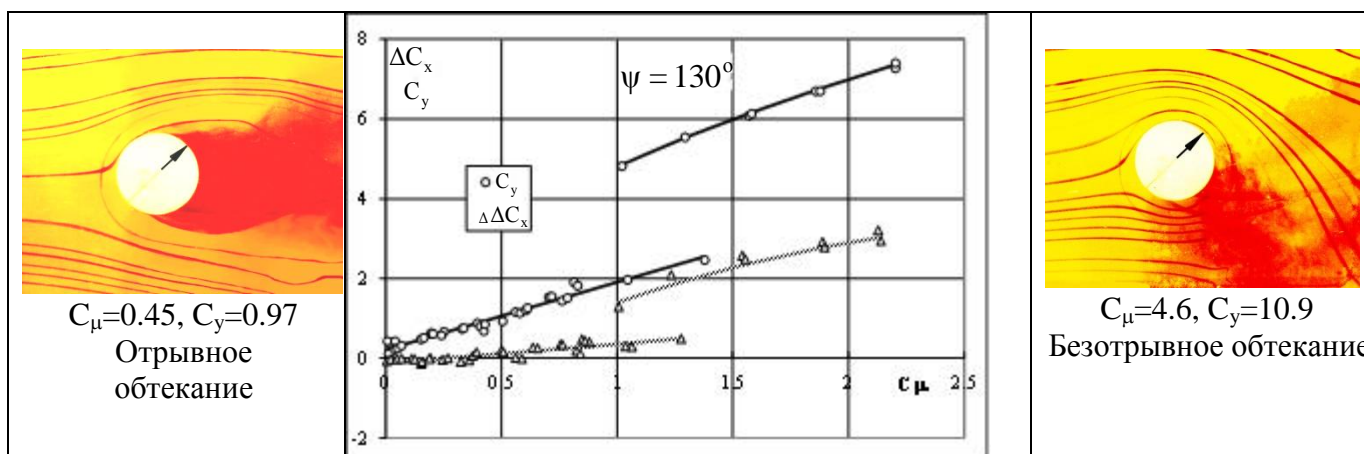


Рис. 10. Спектры обтекания модели вертолета Ми-26 при $\alpha=15^\circ$, $\beta=0$, $\mu=0.24$

заметному перестроению структуры обтекания модели (сравнить рис. 10 и 7). Как можно видеть на виде слева, предельные линии потока в носовой части фюзеляжа вследствие относительно большей скорости набегающего потока при $\mu=0.24$ располагаются под значительно меньшим углом к строительной горизонтали модели, чем при $\mu=0.15$. Область отрывного течения за кабаном при $\mu=0.24$ также существенно сужается, что видно на виде справа.

Результаты исследований модели цилиндра с управляемой циркуляцией.

На рис. 11 показаны результаты, полученные при азимутальном положении щели $\psi=130^\circ$. При этом положении величина аэродинамической силы близка к максимальной. На фотографиях спектров обтекания положение щелевого сопла на поверхности цилиндра показано стрелками. Выдув струи из сопла происходит в направлении часовой стрелки.



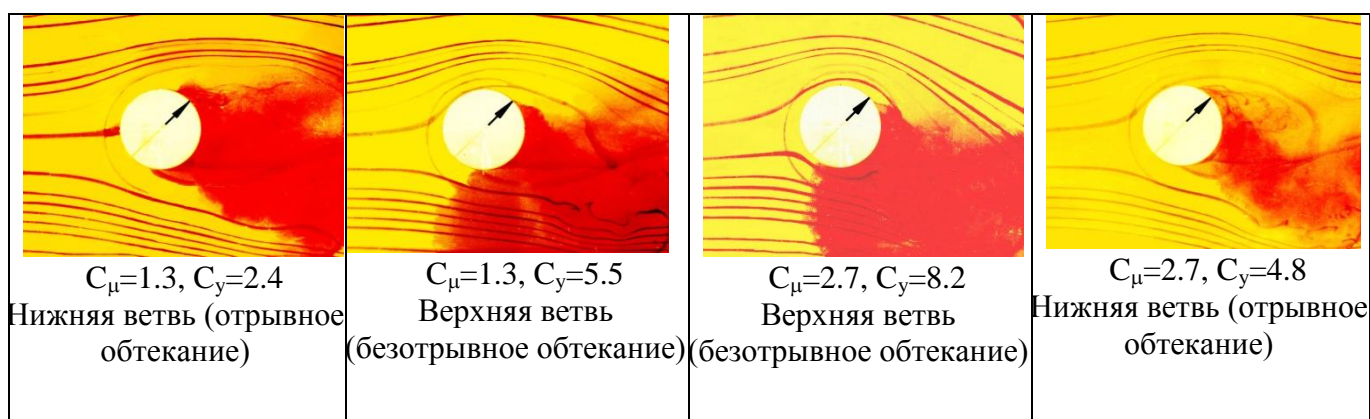
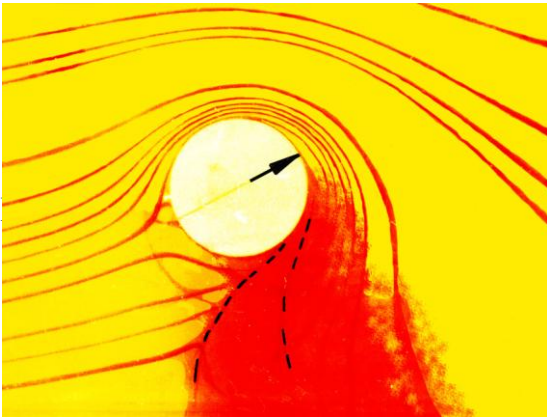


Рис. 11. Структуры течения и силы, действующие на цилиндр при $\psi=130^\circ$ и различных значениях C_μ

Весовые испытания показали, что в области $100^\circ \leq \psi \leq 135^\circ$ в зависимостях $C_y(\psi)$ и $\Delta C_x(\psi)$ появляются разрывы и характерная для гистерезисных явлений неоднозначность, что указывает на наличие двух возможных режимов течения. В частности, из рис. 10 видно, что при $\psi=130^\circ$ в некотором диапазоне значений C_μ возможно существование двух режимов течения – отрывного и безотрывного. При малых C_μ отрыв потока происходит выше щелевого сопла (левые фотографии на рис. 11), прирост подъемной силы обусловлен подсосом воздуха из отрывной зоны в окрестности цилиндра и реактивной силой струи. При этом C_y примерно пропорционален C_μ . С ростом C_μ пограничный слой скачком присоединяется, подъемная сила резко увеличивается, верхняя часть цилиндра обтекается безотрывно (правые фотографии на рис. 11), и C_y пропорционален $\sqrt{C_\mu}$. Хорошо видно также, что протекание зависимостей $C_y(C_\mu)$ и $\Delta C_x(C_\mu)$ имеет явно выраженный гистерезисный характер.

При некоторых значениях C_μ течение может быть различным в зависимости от предыстории развития.



Можно также выделить некоторые «критические» значения $C_{\mu k} = C_{\mu k}(\psi)$ такие, что при $C_{\mu} > C_{\mu k1}$ течение при заданном значении ψ всегда отрывное, а при $C_{\mu} < C_{\mu k2}$ – всегда безотрывное.

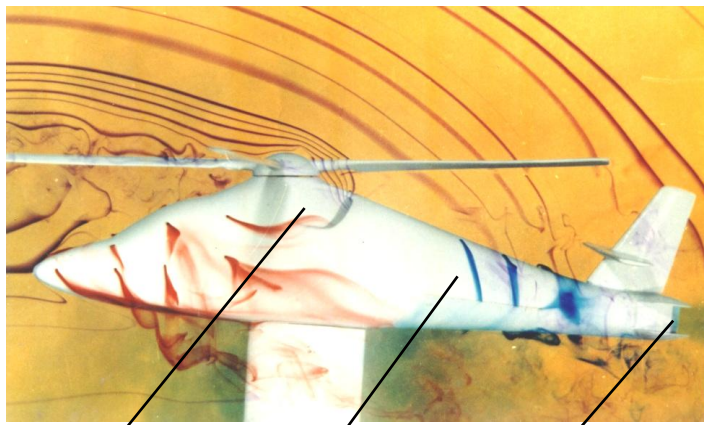
Рис. 12. Обтекание цилиндра при $\psi=150^\circ$, $C_{\mu}=6,6$

Результаты испытаний показали, что при $\psi > 135^\circ$ для присоединения потока требуются весьма

большие C_{μ} . Так, в гидродинамической трубе удавалось получить безотрывное течение даже при $\psi=150^\circ$, но только при $C_{\mu}=6.6$ и при обратном ходе по петле гистерезиса. Пример такого течения показан на рис. 12.

Модель вертолета Ка-60 с выдувом струй.

В качестве примера на рис. 13 показаны картины обтекания модели при работающей струйной системе управления. Эксперименты проводились при $V=3$ см/с. Вид сбоку соответствует значению характеристики работы винта $\mu=0.07$, вид сверху – 0.2. Суммарный расход через щелевое и реактивное сопла был равен 11 см³/с, что соответствовало средней скорости истечения через эти сопла 9.5 см/с.



воздухозаборник
щелевое сопло
реактивное сопло

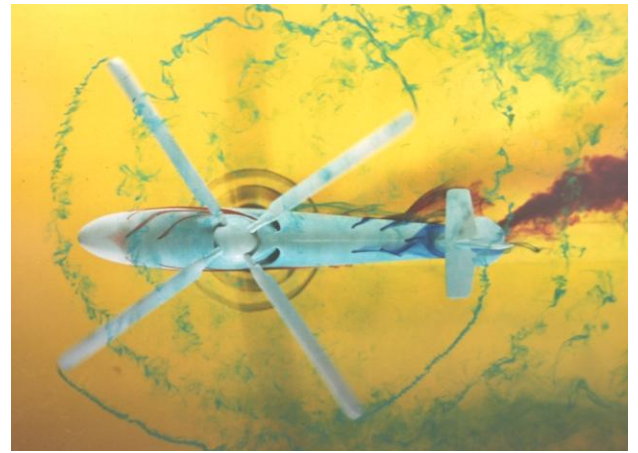


Рис. 13. Обтекание модели вертолета со струйной системы управления

На виде сбоку можно отметить ряд особенностей обтекания модели. Воздухозаборники модели отбирают воду из-за втулки несущего винта, что позволяет устранить за ней отрывную область, которая является причиной существенной части вредного сопротивления корпуса вертолета. Соответствующее снижение вредного сопротивления отмечалось и в весовых испытаниях в аэродинамической трубе моделей фюзеляжей различных вертолетов. На хвостовой балке вертолета хорошо видно ее безотрывное обтекание в окрестности щелевого сопла, что обеспечивает создание боковой силы, компенсирующей значительную часть реактивного момента несущего винта. Можно отметить также существенную неравномерность распределения индуктивных скоростей несущего винта. На виде сверху хорошо видна структура вихревого следа несущего винта и взаимодействие с ней струи, истекающей из реактивного сопла модели.

Модель вертолета Як-24.

На рис. 14, 15 показана визуализация течения на модели вертолета продольной схемы Як-24. Угол атаки фюзеляжа в эксперименте был равен -3.5° , угол развала осей вращения переднего и заднего винтов был равен нулю. На рис. 14 при $\mu=0.2$ на виде сбоку видны спутные следы от переднего и заднего несущих винтов. Спутная струя от переднего несущего винта взаимодействует с фюзеляжем модели вертолета и сильно размывается. На виде сверху особенно отчетливо видны концевые вихревые образования, сходящиеся с заднего несущего винта. Из сравнения видов сверху на рис. 14 и 15 с ростом μ можно видеть существенное увеличение шага между этими циклоидальными концевыми вихрями.

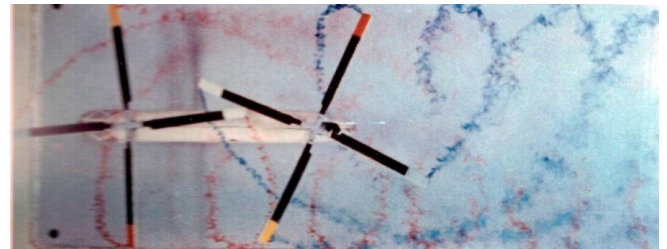
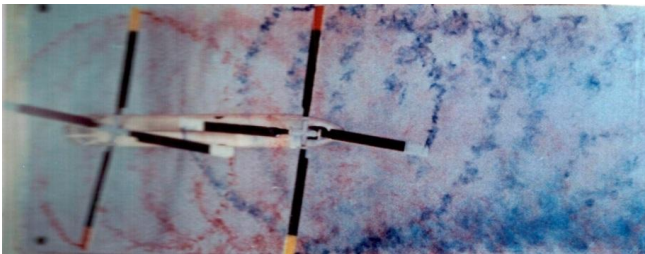
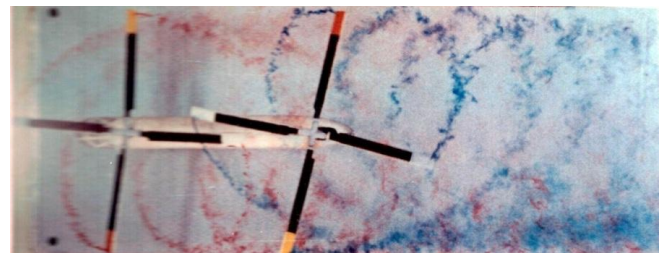
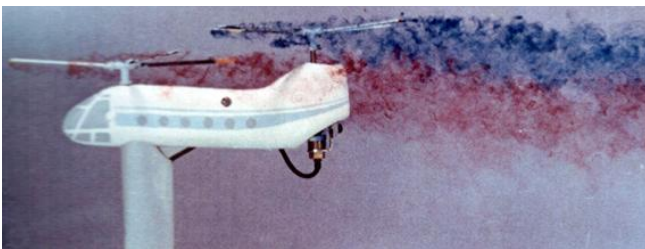


Рис. 14. Структура течения в окрестности модели Як-24 при $\mu \approx 0.2$

Рис. 15. Структура обтекания модели Як-24 при $\mu \approx 0.4$ и 0.6 соответственно

Заключение

Исследования по визуализации течения в окрестности моделей летательных аппаратов в гидродинамической трубе малых скоростей являются высокоэффективным и малозатратным способом вскрытия особенностей обтекания моделей в дополнение к исследованиям в аэродинамических трубах.

Библиографический список

1. Головкин М.А., Головкина Е.В. Визуализация структур течения в окрестности моделей летательных аппаратов в гидродинамической трубе малых скоростей (самолетные аэродинамические компоновки) // Труды МАИ, 2016, № 90: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=74692>
2. Экспериментальные исследования по аэродинамике вертолета / Под ред. А.К. Мартынова – М.: Машиностроение, 1972. - 239 с.
3. Баскин В.Э., Вильдгрубе Л.С., Вожаев Е.С., Майкапар Г.И. Теория несущего винта. – М.: Машиностроение, 1973. - 364 с.
4. Raymond W. Prouty. Helicopter Performance, Stability, and Control. Krieger Publishing Company. Malabar, Florida, 2002. P. 731.
5. Leishman G. Principles of Helicopter Aerodinamics. Cambridge University, 2006. P. 826.
6. Игнаткин М.Ю., Макеев П.В., Шомов А.И. Численное моделирование интерференции между несущим и рулевым винтами вертолета на режиме горизонтального полета со скольжением // Труды МАИ, 2013, № 69: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=43132>
7. Weiskopf D., Erlebacher G. Flow Visualisation Overview, pp. 261-279. Book: The Visualisation Handbook//Editors C. D. Hansen, C. R. Johnson. Elsevier Academic Press, 2005. P. 1041.
8. Головкин М.А., Головкин В.А., Калявкин В.М. Вопросы вихревой гидромеханики. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. 264 с.