

Визуализация структур течения в окрестности моделей летательных аппаратов в гидродинамической трубе малых скоростей (самолетные аэродинамические компоновки)

Головкин М.А.*, Головкина Е.В.

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, ЦАГИ,

ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область 140180, Россия

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

Аннотация

Представлены полученные в течение ряда лет в гидродинамических трубах методом подкрашенных струй картины течения вблизи моделей самолетов МиГ-23, МиГ-29, Су-27, орбитального корабля «Буран» и других моделей летательных аппаратов (ЛА). Отмечаются характерные особенности течений и вихревых структур, образующихся при обтекании моделей ЛА. Эти результаты использовались при отработке аэродинамики указанных ЛА, анализе весовых экспериментов в аэродинамических трубах, а также могут быть полезны при разработке других летательных аппаратов.

Ключевые слова: гидродинамическая труба, метод подкрашенных струй, вихревые структуры, наплыв крыла, вихревой жгут.

Визуализация течений является важным направлением исследований в аэрогидродинамике, позволяющим прояснить физическую сущность явлений, происходящих при обтекании ЛА, а в ряде случаев дает основание для построения теоретических моделей. Так, например, опыты Фламма по визуализации концевых вихрей, образующихся при обтекании лопастей гребного винта, позволили Н.Е. Жуковскому обосновать стройную теорию гребного винта (пропеллера) [1].

Известен целый ряд работ по визуализации различными методами течений, в том числе вихревых и отрывных, за цилиндрами, пластинами, уступами, около выступов, на лопатках турбин, за телами типа клина, конуса, в окрестности крыла и моделей летательных аппаратов на малых дозвуковых, сверх- и гиперзвуковых скоростях. Эти результаты содержатся, например, в книгах [2–9], альбомах по визуализации течений [10, 11], статьях [12–17].

Весьма эффективным и дешевым способом организации потока, в первую очередь для визуализации течений, является гидродинамическая труба (ГДТ) очень малых скоростей (скорость потока $V \approx 2 \div 10$ см/с), в которой скорость образуется за счет силы тяжести воды, вытекающей в рабочую часть из расположенной выше большой емкости [9]. При этом переход от этой емкости к рабочей части специально организован в виде конфузора, выполненного в соответствии с кривой Виташинского [18], а начало рабочей части снабжено хонейкомбом.

Одной из первых работ по визуализации течений за различными моделями и элементами ЛА в такой гидродинамической трубе очень малых скоростей является статья [19], где были продемонстрированы красочные картины обтекания крыла и

других тел. В ЦАГИ ГДТ очень малых скоростей с размером рабочей части 150×150 мм² (ГДТ-150) была введена в строй в начале 1970-х годов, и первые эксперименты по визуализации обтекания моделей были проведены в ней [20]. В ней же были проведены исследования обтекания модели самолета МиГ-23 и ее модифицированных вариантов, приведенные ниже. Позднее, в 1978 г., в ЦАГИ была введена в строй гидродинамическая труба очень малых скоростей ГДТ-400 с размером рабочей части 400×400 мм² [9]. Все остальные, представленные в данной статье результаты визуализации течений, получены именно в этой ГДТ.

В ГДТ-400 с помощью уникального прибора, разработанного Государственным оптическим институтом им. С.И. Вавилова (ГОИ), позволяющего визуализировать неоднородности, обусловленные изменением плотности среды (воды) на $\sim 10^{-8}$ от исходной величины, получены весьма интересные материалы по исследованию структуры отрыва на плоских телах и нестационарных течений [9, 21–24].

В ГДТ-400 с помощью метода подкрашенных струй проведено изучение нестационарных явлений в положении областей «взрыва» вихрей [25, 26], а также ряд других исследований [27–29].

В представленной статье, по-сути, дается обзор выполненных в ЦАГИ в течении ряда лет работ по визуализации обтекания самолетных аэродинамических компоновок различного типа в ГДТ малых скоростей, которые ранее в открытой печати, как правило, не были опубликованы. Фотографии получены: на рис. 1 – 3 в ГДТ Анимицей В.А. и Головкиным М.А.; на рис. 1, в в аэродинамической трубе –

Головкиным В.А. и Долженко Н.Н.; на рис. 4 – Головкиным М.А., Головкиной Е.В.; на рис. 5 – Головкиной Е.В.; на рис. 6, 7 – Головкиным М.А. и Михайловым М.М.; на рис. 8 – Головкиной Е.В., Михайловым М.М., Луценко Ф.В.; на рис. 9, 10 – Бельчихиной А.А., Букуровой В.Н.

Цель данной публикации – показать возможность вскрытия принципиальных особенностей обтекания моделей ЛА, в том числе образования вихревых структур, весьма малозатратными исследованиями в ГДТ малых скоростей с целью дальнейшего анализа их влияния на аэродинамические характеристики ЛА. Результаты данной работы могут быть полезны при отработке и исследовании аэродинамических компоновок различных ЛА, близких к рассмотренным, а также других моделей ЛА.

1. Методика исследований и экспериментальное оборудование. Как уже отмечалось выше, исследования проводились в гидродинамических трубах ЦАГИ ГДТ-150 и ГДТ-400. Описание ГДТ-400 содержится в [9]. Визуализация обтекания моделей, как правило, осуществлялась методом подкрашенных струй. Подкрашенная жидкость, в виде раствора анилиновых красителей в воде, подавалась во внутренние полости моделей через хвостовую «державку» «самотеком» за счет перепада высот из емкостей, расположенных на ~3 м выше уровня модели. Эта жидкость вытекала через дренажные отверстия малого диаметра (~0.1÷0.3 мм) на внешнюю поверхность модели и сносилась под действием набегающего потока по касательной к указанной поверхности модели ЛА.

Когда это было необходимо, осуществлялась визуализация внешнего потока с помощью струек, вытекающих из «гребенки» насадков – тонких трубочек, расположенных выше по потоку перед моделью. Расход красителей регулировался дроссельными кранами. Скорость потока V в ГДТ-150 и ГДТ-400 регулировалась заслонками и в экспериментах изменялась в пределах $2 \div 10$ см/с. Углы атаки α и скольжения β изменялись с помощью специального сферического шарнира и отсчитывались по лимбам, расположенным на крышке задних стенок ГДТ.

Входы в рабочие части гидродинамических труб организованы таким образом, что поток в самих рабочих частях ГДТ – ламинарный. Числа Рейнольдса, которые имели место в проведенных экспериментах, составляли

$Re = \frac{Vb}{\nu} \approx (2 \div 5) \cdot 10^5$, что соответствовало ламинарному режиму обтекания моделей

ЛА, где b – характерный размер модели, за который принимается ее длина; ν – коэффициент кинематической вязкости воды.

Гидродинамическая труба ГДТ-150 была оснащена зеркалами, расположенными справа и слева от ее рабочей части. Это позволяло производить фото- или видеосъемку одновременно 3-х проекций модели: ее виды в плане, справа и слева.

2. Модели самолета МиГ-23. Визуализация обтекания модели* самолета МиГ-23 при угле стреловидности консолей крыла по передней кромке $\chi=47^\circ$ в гидродинамической трубе ГДТ-150 методом подкрашенных струй показана на рис.

* За основу модели самолета МиГ-23 для ГДТ с углом стреловидности консолей крыла по передней кромке крыла $\chi=47^\circ$ была взята так называемая расшифрованная модель от теневого прибора [30]. Она была доработана: снабжена трубочками для подвода красителей, хвостовой державкой и т.д. Ввиду того, что данная модель для ГДТ-150 оказалась несколько переразмеренной, концевые секции консолей крыла были урезаны.

1, а, б. В отсутствии скольжения (рис. 1, а) суммарные вихревые жгуты, образующиеся в результате слияния носовых вихревых жгутов, сходящих с фюзеляжа, с наплывными, проходят при виде в плане по середине размаха горизонтального оперения, при этом после крыла они значительно поднимаются набегающим потоком, так что при виде сбоку проходят вблизи концевых сечений вертикального оперения.

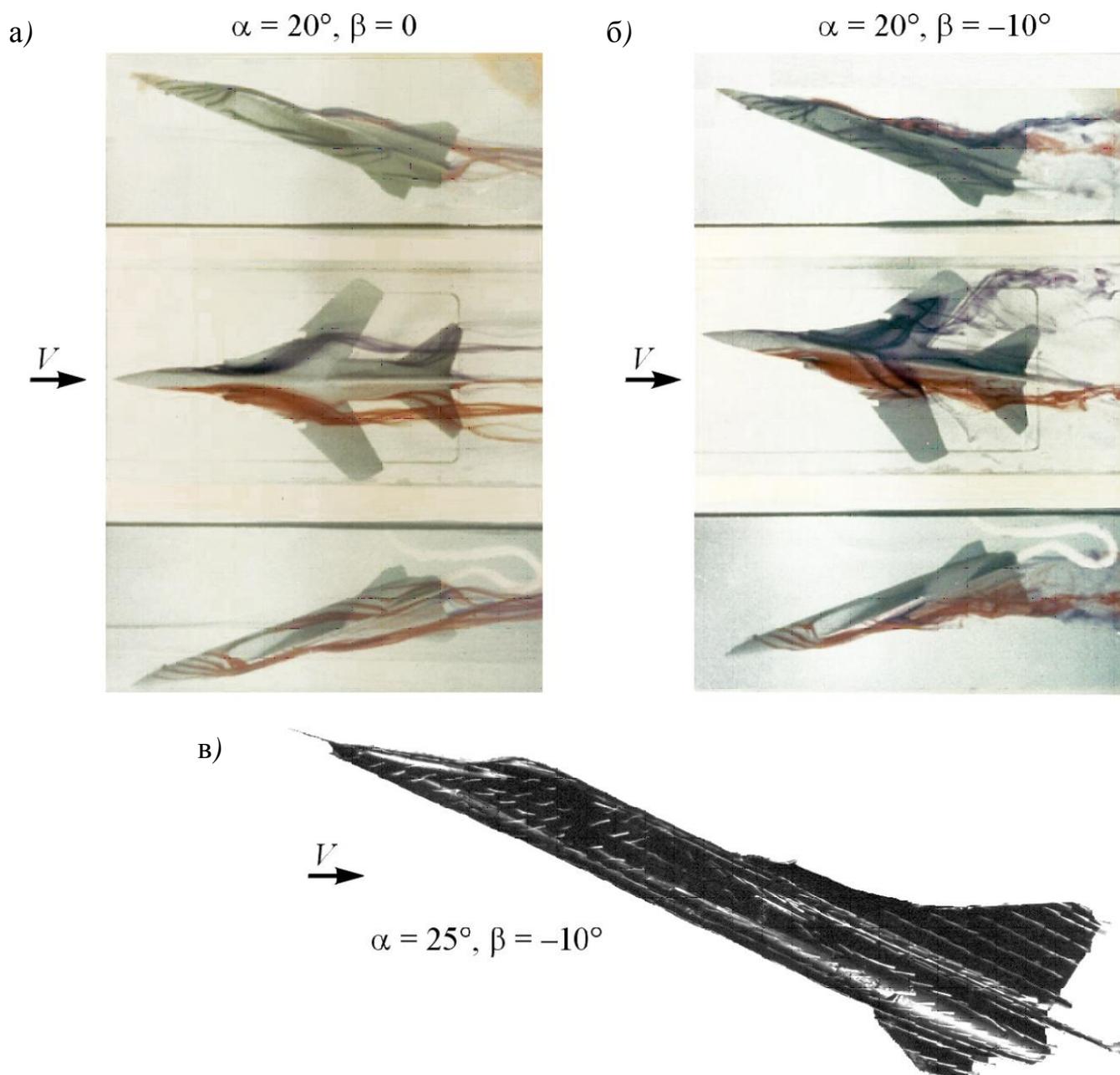


Рис. 1. Визуализация обтекания модели самолета МиГ-23 при угле стреловидности консолей крыла $\chi=47^\circ$: а) в гидродинамической трубе при отсутствии скольжения,

$\alpha=20^\circ$; б) в гидродинамической трубе при $\alpha=20^\circ$, $\beta=-10^\circ$; в) в аэродинамической трубе Т-105 методом шелковинок, $\alpha=25^\circ$, $\beta=-10^\circ$

При наличии скольжения ($\beta = -10^\circ$, рис. 1,б) можно видеть, что наветренный вихревой жгут, образующийся в результате слияния носового и наплывного жгутов, приближается к вертикальному оперению и проходит над ним. Визуализация в аэродинамической трубе Т-105 (рис. 1, в) показала, что на этом режиме шелковинки на вертикальном оперении с наветренной стороны направлены вдоль строительной горизонтали модели самолета, вследствие сильного скоса потока, создаваемого объединенным наветренным вихревым жгутом. Это создает неустойчивость модели самолета по пути и крену. Подветренные вихревой жгут, сходящий с наплыва крыла, распространяется вдоль правой консоли крыла, что обуславливает еще большее развитие неустойчивости по крену на этих углах атаки.

В результате этих исследований по визуализации течений был вскрыт механизм потери путевой и поперечной статической устойчивости самолета МиГ-23 и найдены оригинальные пути улучшения этих аэродинамических характеристик [28].

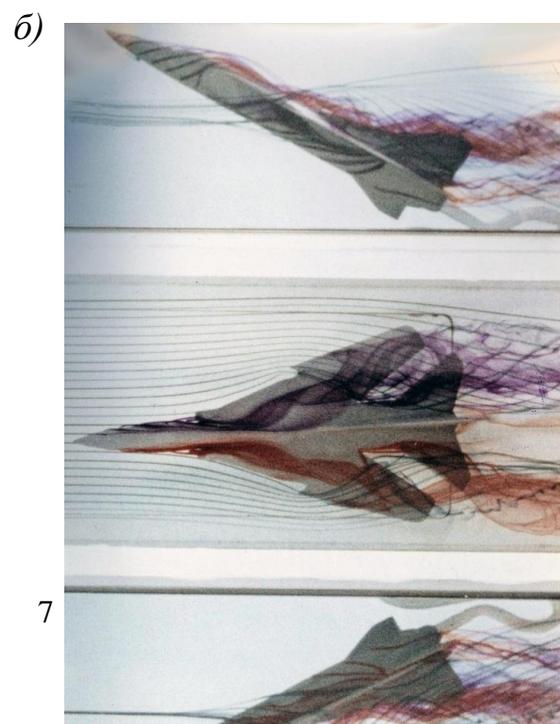


Рис. 2. Визуализация обтекания модели самолета МиГ-23 при угле стреловидности консолей крыла $\chi=74^\circ$: а) $\alpha=30^\circ$, $\beta=0$; б) $\alpha=30^\circ$, $\beta=5^\circ$

Картина течения в окрестности модели МиГ-23 при угле стреловидности консолей крыла по передней кромке $\chi=74^\circ$ на угле атаки $\alpha=30^\circ$ показана на рис. 2.

Можно видеть, что на этом угле атаки, в том числе при наличии скольжения, объединенные концевые вихревые жгуты фюзеляжа и крыла (носовой части фюзеляжа и наплыва) сходят в приконцевых сечениях крыла и проходят при виде в плане в приконцевых сечениях горизонтального оперения, т.е. на значительном удалении от вертикального оперения. Поэтому в этой конфигурации ($\chi=74^\circ$) отмеченное выше ухудшение боковых характеристик статической устойчивости, как для $\chi=47^\circ$, не имело место.

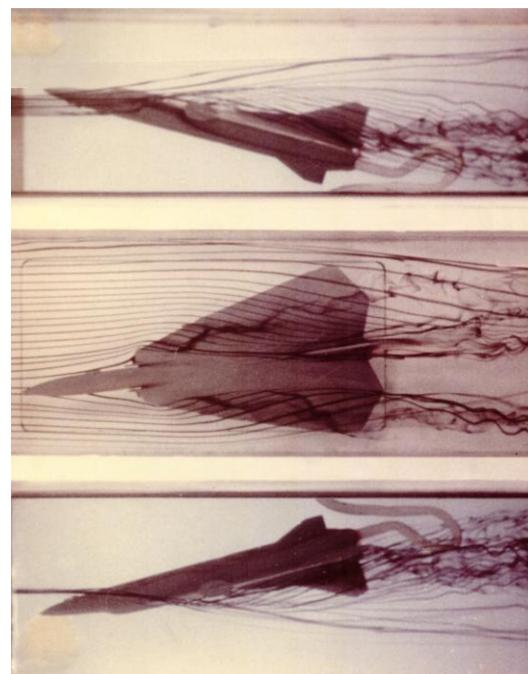


Рис. 3. Структура обтекания модели самолета с дельтавидным крылом, $\alpha=15^\circ$, $\beta=10^\circ$

3. Модель с дельтавидным крылом. На рис. 3 показана структура обтекания аэродинамической компоновки с дельтавидным крылом. Эта модель получена в результате некоторых доработок модели самолета МиГ-23 с $\chi=74^\circ$. Видно, что из-за затенения крылом вихревые жгуты, образующиеся в окрестности передних кромок крыла, незначительно поднимаются от прикорневой хорды вертикального оперения.

4. Модель с крылом обратной стреловидности. Визуализация обтекания аэродинамической компоновки с крылом обратной стреловидности представлена на рис. 4.

Отчетливо видны концевые вихревые жгуты крыла, а также вихревые жгуты, формирующиеся вблизи задних кромок крыла, и их поджатие – приближение к плоскости симметрии модели. Видны также вихревые жгуты, сходящие с наплыва крыла и объединяющиеся с указанным выше заднекромочными вихревыми жгутами. Отсутствие отрывных явлений в приконцевых сечениях крыла обуславливает хорошие поперечные характеристики такой модели до очень больших углов атаки.

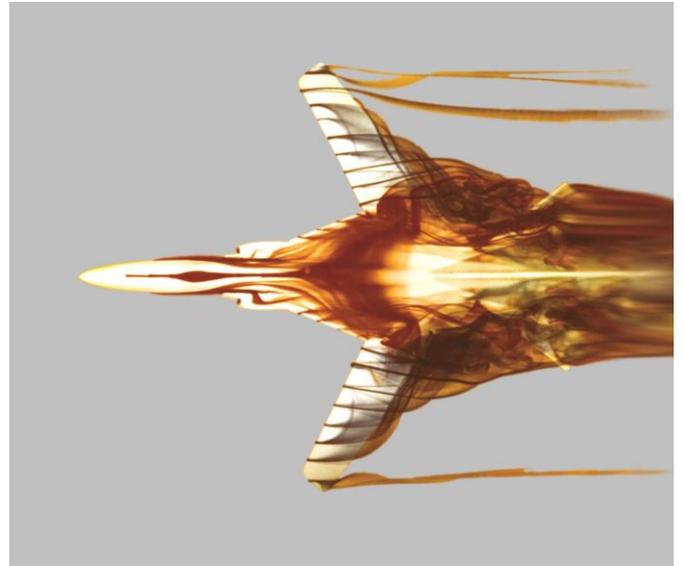


Рис. 4. Визуализация вихревой структуры модели самолета с крылом обратной стреловидности: $\alpha=20^\circ$, $\beta=0$

5. Модель с воздухозаборниками на верхней поверхности несущего корпуса. Структура обтекания модели самолета с воздухозаборниками, расположенными на верхней поверхности несущего корпуса, показана на рис. 5.

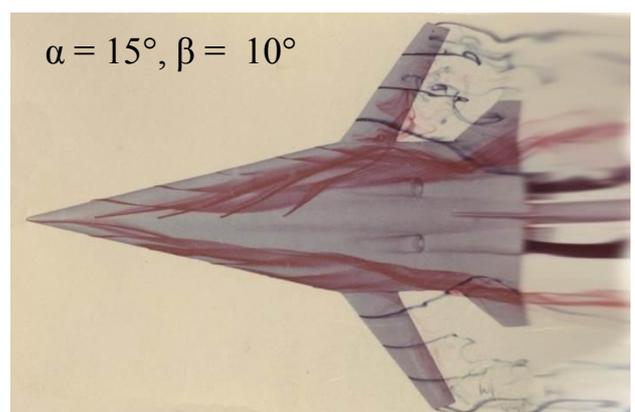
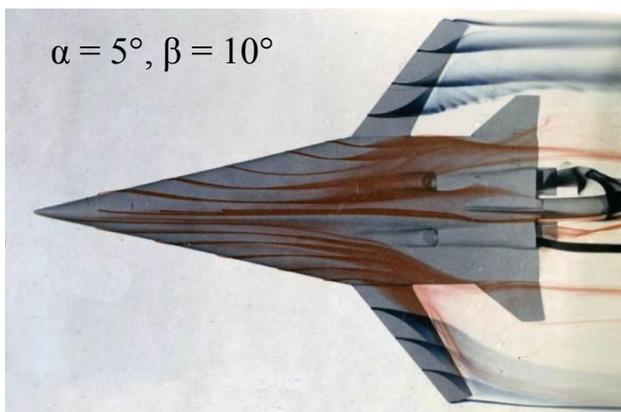


Рис. 5. Структура обтекания модели самолета с расположенными на верхней ее части воздухозаборниками; видно, что наветренный и подветренный вихревые жгуты не попадают в воздухозаборники

Из рис. 5 видно, что на угле атаки $\alpha=5^\circ$, $\beta = 10^\circ$, реализуется полностью безотрывное обтекание. При $\alpha=15^\circ$, $\beta = 10^\circ$ видно образование отрывных вихревых жгутов вблизи передних кромок несущего корпуса, причем, и наветренный, и подветренный жгуты проходят мимо воздухозаборников.

6. Модель орбитального корабля «Буран». Визуализация структуры обтекания модели орбитального корабля «Буран» без скольжения представлена на рис. 6, со скольжением – на рис. 7.

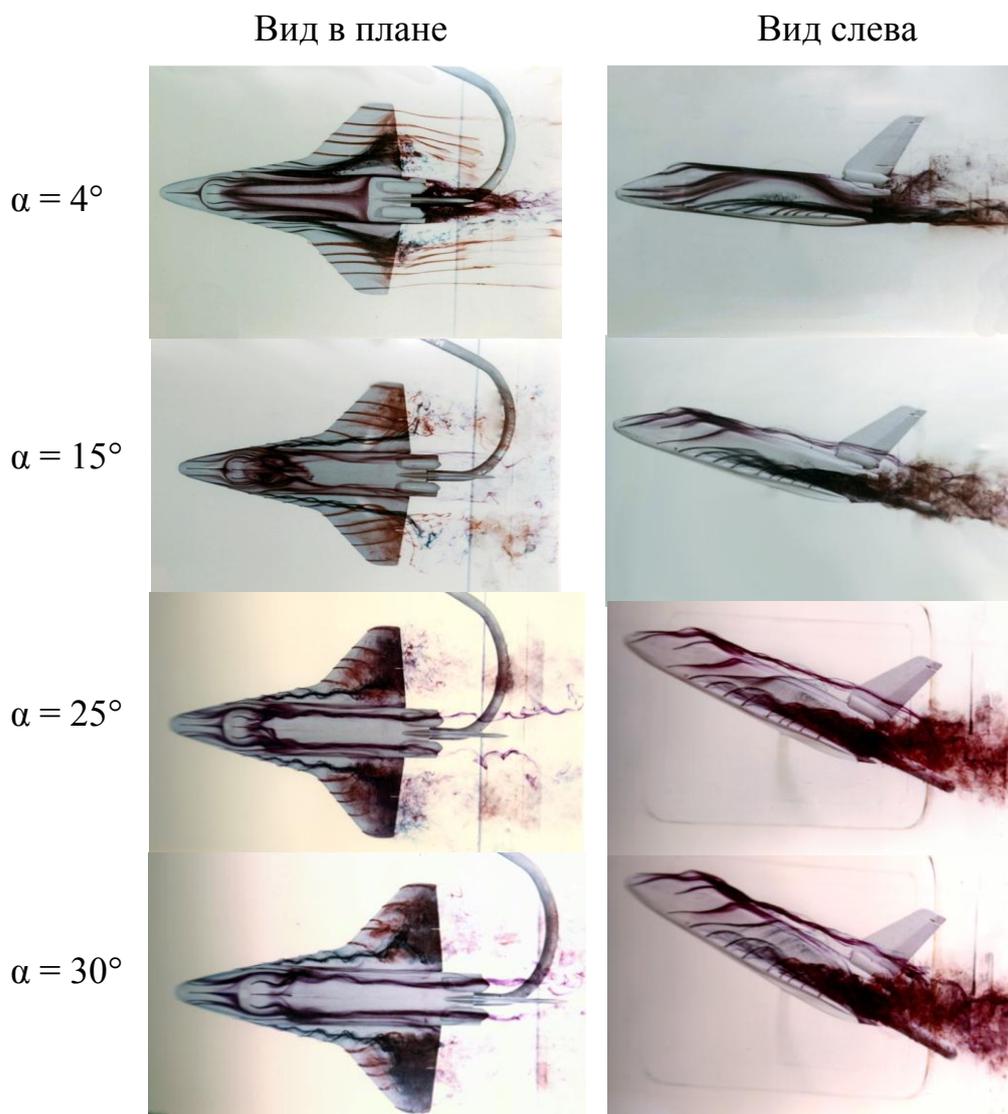


Рис. 6. Структура течения вблизи модели орбитального корабля «Буран» на различных углах атаки без скольжения

$\alpha=15^\circ, \beta=8^\circ$

$\alpha=20^\circ, \beta=8^\circ$

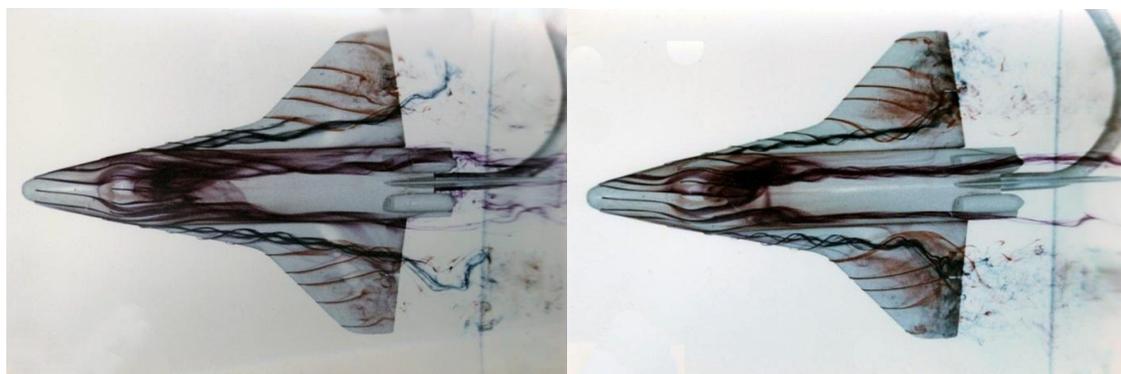


Рис. 7. Обтекание орбитального корабля «Буран» при наличии скольжения

При $\alpha=4^\circ, \beta=0$ при виде в плане видно начало развития ламинарного отрыва в хвостовой части крыла на середине его полуразмаха. Течение перед гондолами двигателей и вертикальным оперением, видимо, происходит с образованием подковообразного вихря [10], так что пристеночная струйка тока, текущая вдоль оси симметрии ЛА, натекает на этот подковообразный вихрь, образуя точку торможения с последующим растеканием вдоль внешней поверхности этого подковообразного вихря. При $\alpha=15^\circ, \beta=0$ видны достаточно мощные вихревые жгуты, образующиеся на носовой части фюзеляжа и наплыве крыла, проходящие на некотором расстоянии от фюзеляжа. На тыльной стороне фонаря кабины развивается обширное отрывное течение с образованием еще двух других вихревых жгутов, следующих вдоль верхней поверхности фюзеляжа вниз по течению в области прикорневых хорд вертикального оперения вблизи гондол двигателей. Обтекание консолей крыла при $\alpha=15^\circ$ безотрывное. С ростом угла атаки наплывные вихревые жгуты теряют устойчивость и происходит их «взрыв», при $\alpha=25^\circ$ –

примерно посередине прикорневой хорды крыла, а на $\alpha=30^\circ$ – сразу за наплывом крыла, так что практически все консоли крыла охвачены отрывным обтеканием.

При наличии скольжения вихревая структура заметно перекашивается (см. рис. 7, $\beta = 8^\circ$). Наветренный вихревой жгут, формирующийся над фонарем кабины и проходящий над фюзеляжем, приближается к вертикальному оперению, а подветренный – отдалается от него.

7. Модель самолета МиГ-29. На рис. 8, а,б представлена картина течения в окрестности модели самолета МиГ-29, при $\alpha=20^\circ$ при этом $\beta = 0$ и $\beta = 10^\circ$. Видно образование достаточно мощных наплывных вихревых жгутов, которые проходят вблизи консолей вертикального оперения.,

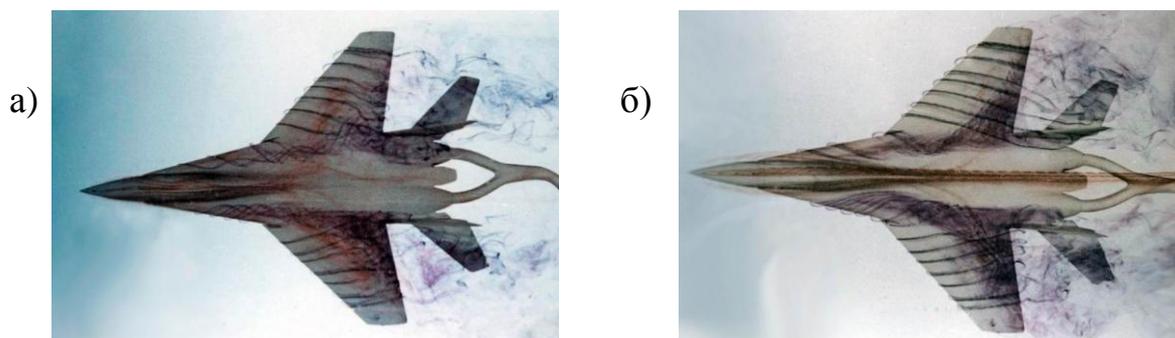


Рис. 8. Визуализация обтекания модели самолета МиГ-29: а) угол атаки $\alpha=20^\circ$, $\beta = 0$; б) угол атаки $\alpha = 20^\circ$, $\beta = 10^\circ$

8. Модель самолета Су-27. Структура течения в окрестности одного из вариантов модели самолета Су-27, без «развала» консолей вертикального оперения с отклоненными носками крыла, представлена на рис. 9 (при $\beta = 0$), рис. 10 ($\beta \neq 0$). Визуализирующая жидкость в данном случае из консолей крыла выпускалась только на фотографиях, представленных на рис. 10,б,в.

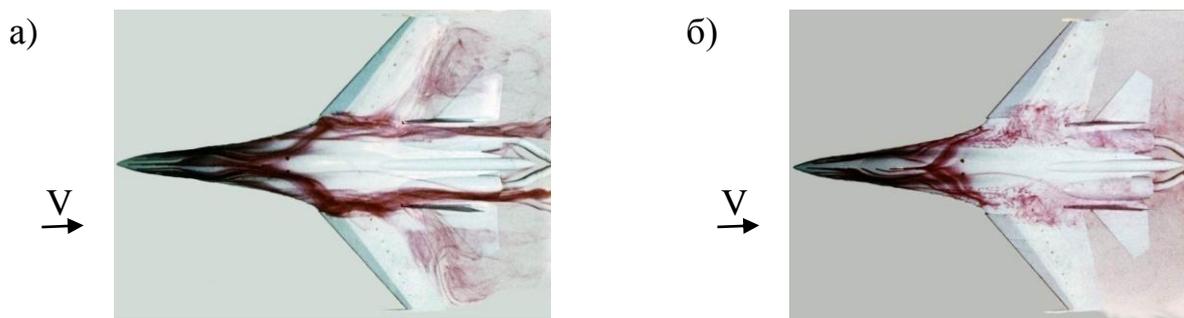


Рис. 9. Визуализация вихревых жгутов, сходящихся с носовой части и наплыва одного из вариантов модели самолета Су-27 в отсутствии скольжения: а) угол атаки $\alpha = 15^\circ$; б) угол атаки $\alpha = 25^\circ$

На рис. 9 при $\alpha=15^\circ$ можно видеть объединенные вихревые жгуты, сходящие с носовой части фюзеляжа и наплыва крыла, проходящие внутри консолей вертикального оперения. При $\alpha=25^\circ$ эти вихревые жгуты «взрываются» в окрестности четверти хорды крыла. При наличии скольжения (рис. 10, $\beta = 4^\circ$) при $\alpha=15^\circ$ видно, что наветренный вихревой жгут проходит внутри правой консоли вертикального оперения; подветренный носовой и наплывной вихревые жгуты не объединяются, так что наплывной проходит внутри левой консоли вертикального оперения, а носовой – вблизи задней кромки левой консоли крыла.

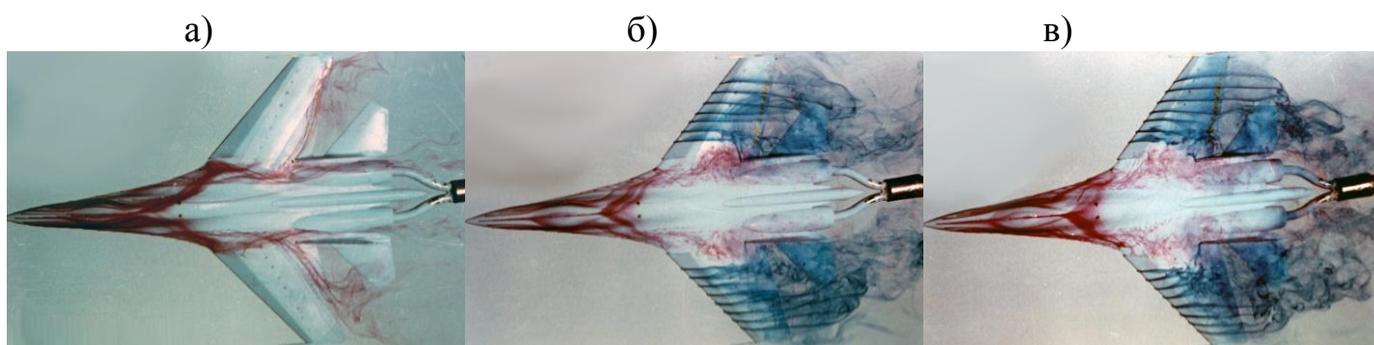


Рис. 10. Обтекание одного из вариантов модели самолета Су-27 при наличии скольжения $\beta = 4^\circ$: а) угол атаки $\alpha = 15^\circ$; б) угол атаки $\alpha = 20^\circ$; в) угол атаки $\alpha = 25^\circ$

При $\alpha=20^\circ$, $\beta = 4^\circ$ вихревые жгуты «взрываются», не доходя до вертикального оперения, причем подветренный вихревой жгут «взрывается» выше по потоку, чем

наветренный. При $\alpha=25^\circ$, $\beta = 4^\circ$ вихревые жгуты «взрываются» в окрестности четверти корневой хорды крыла, отклоненные носки крыла обтекаются без отрыва потока.

Заключение

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

Библиографический список

1. Жуковский Н.Е. Собрание сочинений: Том 2. Гидродинамика. – М. – Л.: ГИТТЛ, 1949. - 763 с.
2. Прандтль Л., Титъенс О. Гидро- и аэродинамика. Том 2. – М.: ОНТИ НКТП СССР, 1935. - 283 с.
3. Лаврентьев М.А., Шабат Б.В. Проблемы гидродинамики и их математические модели. – М.: Наука, 1973. - 416 с.
4. Бэтчелор Дж. Введение в динамику жидкости. – М.: Мир, 1973. 758 с.
5. Чжен П. Отрывные течения. Том III. - М.: Мир, 1972, 300 с.
6. Чжен П. Управление отрывом потока. – М.: Мир, 1979. - 552 с.
7. Скотников М.М. Теневые количественные методы в газовой динамике. – М.: Наука, 1976. - 160 с.
8. Васильев Л.А. Теневые методы. – М.: Наука, 1968. - 400 с.

9. Головкин М.А., Головкин В.А., Калявкин В.М. Вопросы вихревой гидромеханики. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. - 264 с.
10. Ван-Дайк. Альбом течений жидкости и газа. – М.: Мир, 1986. - 181 с.
11. Аэротермодинамика летательных аппаратов в фотографиях / Составитель Глотов Г.Ф. Ред. и перевод: Майкапар Г.И. – Жуковский, Изд-во ЦАГИ, 2003. -174 с.
12. Петров Г.И., Штейнберг Р.И. Исследование потока за плохо обтекаемыми телами // Труды ЦАГИ. 1940. вып. 482. - 20 с.
13. Головкин М.А., Горбань В.П., Симусева Е.В., Стратонович А.Н. Обтекание прямого крыла при стационарных и квазистационарных внешних условиях // Ученые записки ЦАГИ. 1987. Т. XVIII. №3. С. 1–12.
14. Божков В.М., Захарченко В.М., Мозольков А.С., Хонькин А.Д. Метод визуализации дозвуковых течений и его применение к исследованию обтекания профиля // Ученые записки ЦАГИ. 1972. Т. III. №5. С. 72–76.
15. Бурцев Б.Н., Вожаев Е.С., Головкин М.А., Головкина Е.В., Горбань В.П. Влияние на аэродинамику крыла и несущего винта установки небольших концевых крылышек // Ученые записки ЦАГИ. 2005. Т. XXXVI. №3 – 4. С. 51–58.
16. Самохвалов Н.Ю. Установка для аэродинамического исследования лопаток турбин // Труды МАИ, 2014, №74:
<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=49297>
17. Тарасенко О.С., Бодрышев В.В., Абашев В.М. Метод цифровой обработки теневых снимков сверхзвукового обтекания элементов конструкций летательных аппаратов // Труды МАИ, 2015, №83:
<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=62032>

18. Горлин С.М., Слезингер И.И. Аэромеханические измерения. – М.: Наука, 1964. - 720 с.
19. Werlé H. Hydrodynamic flow visualization // *Annal Review of Fluid Mechanics*, 1973, v. 5, pp. 361– 382.
20. Анимица В.А., Головкин В.А., Головкин М.А., Колков В.Г. Исследование отрывного обтекания усеченных эллипсоидов вращения с плоской донной поверхностью // *Ученые записки ЦАГИ*. 1977. Т. VIII. №3. С. 39 – 48.
21. Головкин В.А., Гончаров Э.Г., Калявкин В.М., Колков В.Г., Копылов А.П., Красовский Э.И. Оптическая визуализация плоских нестационарных отрывных течений в гидродинамической трубе // *Ученые записки ЦАГИ*. 1980. Т. XI. №5. С. 1 - 6.
22. Головкин В.А., Калявкин В.М., Колков В.Г. Оптическая визуализация обтекания кругового цилиндра на режимах разгона и торможения потока // *Известия АН СССР. Механика жидкости и газа*. 1981. №2. С. 136 – 142.
23. Головкин В.А., Калявкин В.М. Исследование обтекания колеблющегося по негармоническому закону аэродинамического профиля методом оптической визуализации // *Труды ЦАГИ*. 1990. вып. 2463. С. 80 – 88.
24. Головкин В.А., Калявкин В.М., Масленников А.А. Исследование методом оптической визуализации начальной стадии развития плоских отрывных течений около различных тел в ускоренном потоке // *Ученые записки ЦАГИ*. 2003. Т. XXXIV. №1 - 2. С. 55 – 67.
25. Головкин М.А., Горбань В.П., Ефремов А.А., Симусева Е.В. Нестационарные явления в положении областей «взрывов» вихрей, образующихся в окрестности

передних кромок треугольного крыла // Ученые записки ЦАГИ. 1986. Т. XVII. №5. С. 18 – 27.

26. Головкин М.А., Горбань В.П., Ефремов А.А., Симусева Е.В. Гистерезисные явления в положении областей «взрыва» вихрей при нестационарных движениях треугольного крыла // Труды ЦАГИ. 1986. Вып. 2319. 44 с.

27. Вождаев Е.С., Головкин В.А., Головкин М.А., Горбань В.П., Симусева Е.В. Ликвидация «взрыва» вихрей на треугольном крыле с помощью выдува локальных струй в окрестности ядра вихря // Ученые записки ЦАГИ. 1986. Т. XVII. №2. С. 1 – 8.

28. Вождаев Е.С., Головкин В.А., Головкин М.А., Долженко Н.Н. Методы управления взаимодействием вихревых структур с элементами самолета на больших углах атаки // Ученые записки ЦАГИ. 1996. Т. XXVII. №1 – 2. С. 3 – 19.

29. Вождаев Е.С., Головкин В.А., Головкин М.А., Головкина Е.В., Сардановский С.Ю. Методы улучшения характеристик боковой устойчивости и управляемости маневренного самолета на больших углах атаки с помощью воздействия струй на его вихревую систему // Ученые записки ЦАГИ. 2008. Т. XXXIX. №1 – 2. С. 23 – 30.

30. Авиация общего назначения. Рекомендации для конструкторов / Под ред. В.Г. Микеладзе. – М.: Изд. ЦАГИ, 1996. – 298 с.