

УДК 533.6; 629.735.33

На правах рукописи

ОСИПОВ КОНСТАНТИН АНАТОЛЬЕВИЧ

**УПРАВЛЕНИЕ ВИХРЕВЫМ ОБТЕКАНИЕМ СВЕРХЗВУКОВЫХ
МАНЕВРЕННЫХ САМОЛЕТОВ НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ**

Специальность: 05.07.01 – «Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов»

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва – 2019

Работа выполнена в Федеральном государственном унитарном предприятии «Центральный Аэрогидродинамический Институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского»).

Научный руководитель:

Федоренко Геннадий Андреевич

кандидат технических наук, доцент, главный научный сотрудник отделения «Аэродинамики самолётов и ракет» ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», г. Жуковский

Официальные оппоненты:

Кощеев Анатолий Борисович

доктор технических наук, заместитель начальника центра по НИР, ПКЦ «Аэродинамика» ПАО «Туполев», г. Москва

Попов Сергей Александрович

кандидат физико-математических наук, доцент, заместитель декана факультета №1 «Авиационная техника» МАИ, заместитель заведующего кафедрой аэродинамики ЛА, г. Москва

Ведущая организация:

АО «РСК «МиГ», г. Москва

Защита состоится «__» _____ 2019 г. в __. __ на заседании диссертационного совета Д 212.141.22 при Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, Госпитальный переулок, дом 10, корпус СМ, ауд. 407м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана и на сайте www.bmstu.ru.

Автореферат разослан «__» _____ 2019 г.

Отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенных гербовой печатью, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1. МГТУ им. Н.Э. Баумана, учёному секретарю диссертационного совета Д 212.141.22.

Учёный секретарь
диссертационного совета,
к.т.н., доцент



Луценко А.Ю.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Сверхзвуковые манёвренные самолёты, как правило, являются многорежимными летательными аппаратами (ЛА), и каждое их новое поколение определяется своим набором приоритетных требований и специфических задач. Аэродинамические компоновки таких самолётов отличаются сложностью геометрических форм и всякий раз являются уникальными. По этой причине формирование аэродинамического облика конкретной компоновки требует расширения объёма расчётных и экспериментальных весовых и физических исследований. Несмотря на это, в течение жизненного цикла продолжают экспериментальные исследования в аэродинамических трубах (АДТ) и лётные испытания по доводке компоновок манёвренных самолётов, связанные с обнаружением новых аэродинамических особенностей, которые не были выявлены в процессе научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, или с уточнением или предъявлением к самолёту новых требований.

Актуальность темы исследования определяется одним из приоритетных требований, предъявляемых к современным сверхзвуковым манёвренным самолётам, а именно – требованием сверхманевренности.

Сверхманевренность предполагает выход ЛА на большие углы атаки. Выход на большие и закритические углы атаки сопровождается формированием вихревых структур и их взаимодействием, образующихся на элементах самолёта – носовой части, наплывах и консолях крыла, существенным образом влияющих на АДХ самолёта. Несмотря на большое количество работ и существенный прогресс в области теоретической, экспериментальной и вычислительной аэродинамики, проблема исследований вихревого обтекания на больших углах атаки геометрически сложных компоновок, какими являются манёвренные самолёты, является сложной задачей и относится к разряду фундаментальных проблем. В связи с этим во всем мире продолжается интенсивное накопление знаний в этой области исследований.

Сверхзвуковые манёвренные самолёты выполняют целый комплекс задач на различных режимах полёта (от малых дозвуковых до сверхзвуковых скоростей) в широком диапазоне углов атаки. В работе исследуются режимы дозвукового вихревого обтекания модели при около- и закритических углах атаки.

Объект исследования. В качестве объекта исследований рассматривается модель сверхзвукового манёвренного самолёта, выполненная в нормальной аэродинамической схеме, крылом умеренного удлинения и стреловидности (Рисунок 1). Работа проведена в рамках научно-исследовательской работы «Разработка технологии проектирования и испытаний комплекса моделей для создания научно-технического задела манёвренных самолётов» (Государственный контракт с Министерством промышленности и торговли №11411.1000400.18.039 от 23.12.2011 г.).



Рисунок 1. Модель манёвренного самолёта

Предмет исследования. В работе исследуются структура обтекания модели для углублённого понимания связи АДХ с особенностями вихревого обтекания в широком диапазоне углов атаки и скольжения («взрывом» и интерференцией вихревых структур), а также различные способы управления вихревым обтеканием с

целью создания управляющих сил и моментов за счёт воздействия на вихревые структуры (устойчивость вихрей, траекторию и их взаимодействие).

Степень разработанности темы. Рабочий диапазон углов атаки современных сверхзвуковых манёвренных самолётов ограничен в основном величинами $\alpha \leq 25 - 28^\circ$. Выход на большие около- и закритические углы атаки пока не является обычным в практике пилотирования и возможен только в динамическом режиме. По этой причине изучение АДХ в полёте на таких углах атаки требует соответствующего расширения экспериментально-расчётных исследований, связанных с особенностями вихревых течений, чувствительных к изменению формы и геометрических параметров компоновки, то есть научно-технического задела.

Цель данной работы состоит в разработке методики расчётов вихревого обтекания компоновок манёвренных самолётов, выявлении связи продольных и боковых АДХ с особенностями вихревого обтекания и отработке различных способов управления вихревым обтеканием с целью создания управляющих сил и моментов. Следует отметить, что работа в целом является созданием научно-технического задела для аэродинамического проектирования компоновок перспективных манёвренных самолётов с целью поиска новых технических решений на основе более углублённого понимания структуры вихревого обтекания.

Решены следующие задачи:

- разработана методика численного моделирования вихревого обтекания манёвренных самолётов при больших углах атаки для определения АДХ;

- изучены особенности вихревого обтекания модели манёвренного самолёта с оребрённой носовой частью и их связь с изменением продольных и боковых АДХ;

- показан механизм влияния ряда технических средств на вихревое обтекание и АДХ модели манёвренного самолёта:

- а) влияние переднего горизонтального оперения (ПГО) на увеличение подъёмной силы и уменьшение нелинейности продольных моментов в диапазоне углов атаки $\alpha = 19 - 35^\circ$;

- б) уменьшение нелинейности зависимости $C_{ya}(\alpha)$ модели с помощью установки носовых щитков в диапазоне углов атаки $\alpha = 16 - 24^\circ$ без приращений коэффициента продольного момента на кабрирование;

- в) создание значительных управляющих моментов по крену за счёт одностороннего выпуска носовых щитков;

- г) создание значительных приращений коэффициентов подъёмной силы и продольного момента на пикирование в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 - 85^\circ$ с помощью мини-щитков малой относительной высоты, установленных на задней кромке крыла перпендикулярно к поверхности.

Научная новизна работы заключается в том, что:

- создана методика расчётов АДХ манёвренных ЛА на больших углах атаки с помощью глубокого тестирования результатов расчёта с использованием большого массива экспериментальных данных ЦАГИ;

- показано существенное влияние коррекции на кривизну линий тока в $k - \omega SST$ модели на распределённые характеристики в ядрах вихрей, а также нелинейность в зависимости положения «взрыва» вихрей по углу атаки;

- получены несимметричные решения с двойным «взрывом» вихря на треугольном крыле при критических углах атаки и нулевом скольжении;

- показано влияние особенностей вихревого обтекания модели: устойчивости вихревых структур, явления «взрыва» вихрей, асимметричного разрушения при

обтекании со скольжением и интерференции – на нелинейности в продольных и боковых интегральных характеристиках;

- показано влияние ряда технических средств на структуру вихревого обтекания и изменение АДХ модели при больших углах атаки:

а) ПГО на улучшение продольных АДХ;

б) носовых щитков на продольные АДХ и возможность создания боковых управляющих моментов при их одностороннем отклонении. Также определено их оптимальное положение на носовой части, максимальным образом влияющее на структуру вихревого обтекания и АДХ;

в) мини-щитков, установленных на задней кромке стреловидного крыла перпендикулярно к поверхности, для создания приращений продольного момента на пикирование в диапазоне углов атаки до $\alpha \sim 90^\circ$.

Теоретическая значимость работы.

1. Показано, что стандартная $k - \omega$ SST модель турбулентности с коррекцией на кривизну линий тока позволяет моделировать явление «взрыва» вихревых структур, что даёт возможность определения уточнённого критерия устойчивости вихрей, а также более глубокого понимания физики явления.

2. Получено, что коррекция на кривизну линий тока существенно влияет на распределённые характеристики в ядре вихря и нелинейность при перемещении «взрыва» вихрей по углу атаки, что является предпосылкой для уточнения эмпирических функций, модифицирующих производство кинетической энергии турбулентности в соответствующих уравнениях переноса.

Практическая значимость работы.

1. Используемая методика расчётов даёт возможность численного моделирования особенностей вихревого обтекания геометрически сложных компоновок манёвренных самолётов при больших углах атаки, таких как разрушение вихревых структур, перемещение точки «взрыва» вихрей вверх по потоку, асимметричное разрушение вихрей, а также выполнения оптимизационных задач по улучшению АДХ, характеристик устойчивости и управляемости манёвренных ЛА.

2. Получены результаты, расширяющие представление о вихревых структурах, формирующихся при обтекании манёвренных самолётов, и их взаимодействии на больших углах атаки.

3. Результаты исследования демонстрируют возможность воздействия на структуру вихревого обтекания при больших углах атаки с целью направленного влияния на АДХ компоновки.

4. Особенности вихревого обтекания (например, по «взрыву» вихревых структур и интерференции) могут быть использованы в практике предварительного проектирования перспективных манёвренных самолётов и выборе способов управления вихревым обтеканием на больших углах атаки.

5. По структуре вихревого обтекания, траектории вихрей, положению «взрыва» вихревых структур можно оценивать примерное размещение вертикального и горизонтального оперений для улучшения характеристик устойчивости и управляемости манёвренных ЛА и уменьшения бафтинговых нагрузок, в частности, по осреднённому полю кинетической энергии турбулентности.

Методология и метод исследования базируются на опыте ЦАГИ в проведении как экспериментальных исследований в аттестованных АДТ, а также численных расчётов с помощью современных методов вычислительной аэрогидродинамики.

Достоверность результатов, полученных в численных расчётах, обосновывается тщательным проведением верификации расчётов, а также сравнением с экспериментальными данными по треугольному крылу и модели манёвренного самолёта по различным АДХ (коэффициентам подъёмной силы, сопротивления, аэродинамического качества, продольного и боковых моментов) в широком диапазоне углов атаки и скольжения, по положению «взрыва» вихрей в зависимости от угла атаки, предельным линиям тока на несущих поверхностях, а также с численными работами других авторов.

На защиту выносятся:

- методика расчётов вихревого обтекания на больших углах атаки для определения интегральных характеристик манёвренных самолётов;
- результаты численных расчётов вихревого обтекания треугольного крыла при критических углах атаки и нулевом скольжении, характеризующегося несимметричным разрушением вихревых структур, а также двойным «взрывом» вихря;
- результаты численного моделирования влияния вихревых структур, их устойчивости и взаимодействия, на продольные и боковые АДХ модели манёвренного самолёта в широком диапазоне углов атаки и скольжения;
- результаты исследований по управлению вихревым обтеканием модели с помощью ПГО для улучшения продольных АДХ, носовых щитков для создания управляющих сил и моментов на больших углах атаки и мини-щитков, установленных на задней кромке крыла, для создания приращений продольного момента на пикирование до углов атаки $\alpha \approx 90^\circ$.

Личный вклад автора. Автор работы участвовал в проведении экспериментальных исследований тематической модели манёвренного самолёта в АДТ малых дозвуковых скоростей ЦАГИ и провёл сравнение полученных результатов с расчётными исследованиями интегральных характеристик модели. Выполнил большой объём численного моделирования трёхмерного вихревого обтекания модели в широком диапазоне углов атаки и скольжения и выявил связь интегральных АДХ со структурой вихревого обтекания. Провёл поисковые исследования по управлению вихревым обтеканием за счёт воздействия на структуру вихревого обтекания, «взрыв» вихрей, интерференцию с помощью различных технических средств.

Апробация работы. Основные положения диссертации докладывались на следующих научных конференциях и семинарах: 1) XXVIII научно-техническая конференция по аэродинамике. «Исследование влияния разрушения вихрей на аэродинамические характеристики. Управление вихревым обтеканием модели манёвренного самолёта с помощью носовых щитков при больших углах атаки» (п. Володарского, 2017); 2) Международный авиационно-космический научно-гуманитарный семинар им. братьев Белоцерковских Сергея Михайловича и Олега Михайловича. «Управление вихревым обтеканием сверхзвуковых манёвренных самолётов на больших углах атаки» (Москва, 2018); 3) научные семинары по аэродинамике в ОКБ им. А.И. Микояна и ОКБ им. П.О. Сухого. «Управление вихревым обтеканием сверхзвуковых манёвренных самолётов на больших углах атаки» (Москва, 2018); 4) 17-ая Международная конференция «Авиация и Космонавтика». «Влияние взрыва вихрей на нелинейности в продольных и боковых аэродинамических характеристиках модели манёвренного самолёта» (Москва, 2018); 5) 61-ая Всероссийская научная конференция МФТИ. «Влияние взрыва вихревых

структур на аэродинамические характеристики модели сверхзвукового манёвренного самолёта на больших углах атаки» (Жуковский, 2018).

Публикации. По теме диссертационной работы опубликовано 5 научных статей, из них 3 в изданиях, входящих в перечень ВАК РФ, (объёмом 4.85 п.л.).

Структура и объем работы. Диссертация состоит из списка сокращений и условных обозначений, введения, шести глав, общих выводов и заключения и списка литературы, включающего 136 наименований. Текст диссертации включает в себя 191 страницу, 99 иллюстраций и 1 таблицу.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении сформулированы актуальность темы исследования и цель данной работы, указаны решённые задачи, обоснована научная новизна, отмечены теоретическая, практическая значимости и достоверность результатов, перечислены основные публикации и конференции.

В главе 1 дан аналитический обзор источников литературы. Рассмотрено 116 источников литературы. Приведён краткий обзор различных способов управления вихревым обтеканием, улучшающих АДХ на больших углах атаки.

В главе 2 уделяется большое внимание методике численного моделирования применительно к аэродинамике манёвренных самолётов на больших углах атаки – выбору подхода для моделирования турбулентных течений, модели турбулентности для замыкания соответствующих уравнений движения и учёта турбулентности на характеристики течения, особенностям построения расчётных сеток для моделирования вихревых течений, постановке граничных условий.

В пункте 2.1 обосновывается подход для численного моделирования вихревых течений манёвренных самолётов на больших углах атаки. Приводятся соответствующие оценки вычислительных затрат и размеры минимальной ячейки в расчётных сетках в подходах DNS, LES и DES. В силу большого количества узлов в расчётных сетках, необходимых для моделирования турбулентных течений в вышеупомянутых подходах, в данной работе для численного моделирования вихревого обтекания используется подход, основанный на численном решении уравнений Навье-Стокса, осреднённых по Рейнольдсу (RANS) с $k - \omega$ SST моделью турбулентности в качестве замыкания с коррекцией на кривизну линий тока (коррекция Спаларта и Шура) с целью увеличения чувствительности расчётных исследований к эффектам, связанным с формированием интенсивных вихревых структур, сходящихся с передних кромок консолей крыла, наплыва, носовой части, в ядрах которых имеется большая кривизна линий тока. В коррекции на кривизну линий тока вводится некоторая эмпирическая функция, модифицирующая производство кинетической энергии турбулентности. Для численного решения уравнений движения газа использовался CFX (лицензия ЦАГИ №501024).

В пункте 2.2 отмечены особенности построения расчётных сеток для моделирования вихревых течений. При построении структурированных расчётных сеток большое внимание уделялось их «адаптации» под аэродинамические особенности течений, а именно пограничный слой у стенки, вихревой след, вихревые структуры, сходящиеся с носовой части фюзеляжа ЛА, наплыва и крыла при больших углах атаки, за счёт корректной топологии, достаточной мелкости ячеек в области вихревого следа, прохождения вихревых структур. Для корректного описания градиентов средней скорости в пограничном слое минимальная ячейка у стенки соответствовала значению $y^+ \sim 1$, а коэффициент нарастания выбирался порядка

~1.05 – 1.2. Для описания градиентов продольной и азимутальной компонент скорости в вихревых структурах на ядро вихря приходилось ~30 – 60 и более узлов расчётной сетки в зависимости от угла атаки и поперечного сечения.

В пункте 2.3 приводятся граничные условия задачи в зависимости от постановки задачи и режима обтекания.

В пункте 2.4 представлено обоснование использования стационарного приближения, в рамках которого проведены численные расчёты. Для понимания стационарных АДХ модели, полученных в АДТ, и связи нелинейностей в интегральных характеристиках со структурой вихревого обтекания использовалось численное решение стационарных уравнений Навье-Стокса, осреднённых по Рейнольдсу RANS. На этапе предварительного аэродинамического проектирования необходимо иметь достаточно быстрый и надёжный инструмент численного моделирования вихревого обтекания манёвренных самолётов на около- и закритических углах атаки для оценки АДХ. По результатам работы получено, что с помощью численного решения уравнений RANS в стационарной постановке удаётся получить результаты, согласующиеся с экспериментальными данными в широком диапазоне углов атаки и скольжения.

Для валидации методики расчётов вихревого обтекания в третьей главе приведены результаты численного моделирования вихревого обтекания тонкого треугольного крыла с углом стреловидности $\chi = 75^\circ$ в диапазоне углов атаки ($\alpha = 0 \div 55^\circ$) при $\beta = 0^\circ$ при $M = 0.15$ ($Re \approx 1.6 \cdot 10^6$). Проводится соответствующая верификация методики на различных расчётных сетках (20, 40, 50, 80 и 130 млн. узлов) при углах атаки ($\alpha = 33, 35, 38, 42.5, 45, 46, 47, 48^\circ$) и валидация с имеющимися экспериментальными данными по интегральным характеристикам и положению «взрыва» вихрей.

Следует отметить, что под методикой расчётов понимается совокупность RANS-подхода для моделирования турбулентных течений с $k - \omega$ SST моделью турбулентности в качестве замыкания с коррекцией на кривизну линий тока, определённая топологическая структура расчётных сеток, адаптивная под основные физические особенности вихревого обтекания (вихревые структуры, «взрыв» вихрей, вихревой след) с определённым количеством ячеек, приходящихся на ядро вихревых структур, и соответствующая валидация на большом массиве экспериментальных данных как по треугольному крылу, так и по модели манёвренного самолёта по интегральным АДХ, положению «взрыва» вихрей, предельным линиям тока.

На Рисунке 2 приводится сравнение результатов численных расчётов с экспериментальными данными.

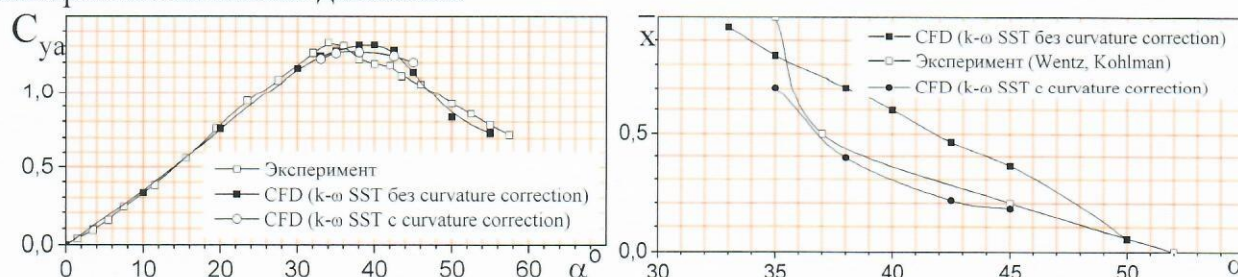


Рисунок 2. Сравнение результатов численных расчётов с экспериментом

Сравнение проводилось по интегральным характеристикам, положению «взрыва» вихря в зависимости от угла атаки, предельным линиям тока на поверхности крыла. Приведён анализ особенностей вихревого обтекания, в частности, явления «взрыва» вихревых структур и его влияния на АДХ крыла. В численных расчётах в

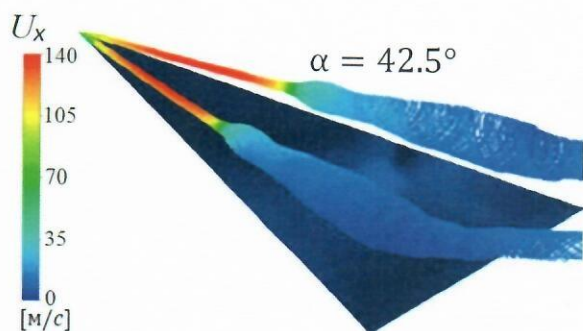


Рисунок 3. «Взрыв» вихрей

Отмечено, что стандартная $k - \omega$ SST модель турбулентности не ухватывает нелинейность в изменении положения «взрыва» вихря при изменении угла атаки и даёт практически линейное перемещение вверх по потоку. Использование коррекции на кривизну линий тока позволяет ухватить нелинейность в перемещении точки разрушения вихрей (Рисунок 2), положение «взрыва» перемещается при этом вверх по потоку более быстрым образом, что лучше согласуется с экспериментом.

На Рисунке 4 приведено влияние коррекции на кривизну линий тока на распределение кинетической энергии турбулентности вдоль вихря при угле атаки $\alpha = 38^\circ$.

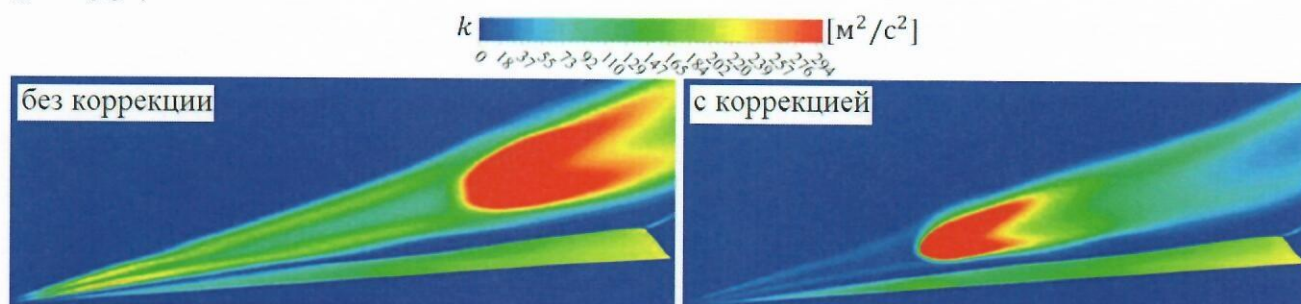


Рисунок 4. Влияние коррекции на кривизну линий тока на положение «взрыва» вихря ($M = 0.15$, $\alpha = 38^\circ$)

Видно, что коррекция на кривизну линий тока существенно уменьшает турбулентные пульсации в области, где имеется большая кривизна линий тока. Течение до области разрушения в некотором смысле ламинаризуется. Уменьшенные значения коэффициента вихревой вязкости μ_t , производства кинетической энергии турбулентности позволяют снизить турбулентную диффузию импульса глобального течения в ядре вихря. В результате изменяется соотношение продольной и азимутальной компонент скоростей и соответственно положение «взрыва» вихрей.

В расчётах получены как симметричные, так и несимметричные решения при нулевом угле скольжения. При критическом угле атаки $\alpha_{кр} \sim 45^\circ$ и $\beta = 0^\circ$ вихревые структуры разрушались несимметрично, вероятно, вследствие достаточно близкого расположения друг к другу, взаимного влияния, неустойчивости течения и чувствительности ядра потока к внешним возмущениям.

Более того, по результатам расчётов впервые отмечено явление двойного «взрыва» вихря, то есть вихрь разрушался дважды последовательным образом через некоторое расстояние (Рисунок 5). Необходимо отметить, что данное решение не зависело от используемой сетки, то есть являлось действительно решением данной системы нелинейных уравнений. В процессе верификации расчётов получены два асимметричных решения, характеризующихся двойным «взрывом» вихря, зеркально отражённых от плоскости симметрии крыла. Подобная структура обтекания наблюдалась и при углах атаки $\alpha = 46, 47, 48^\circ$.

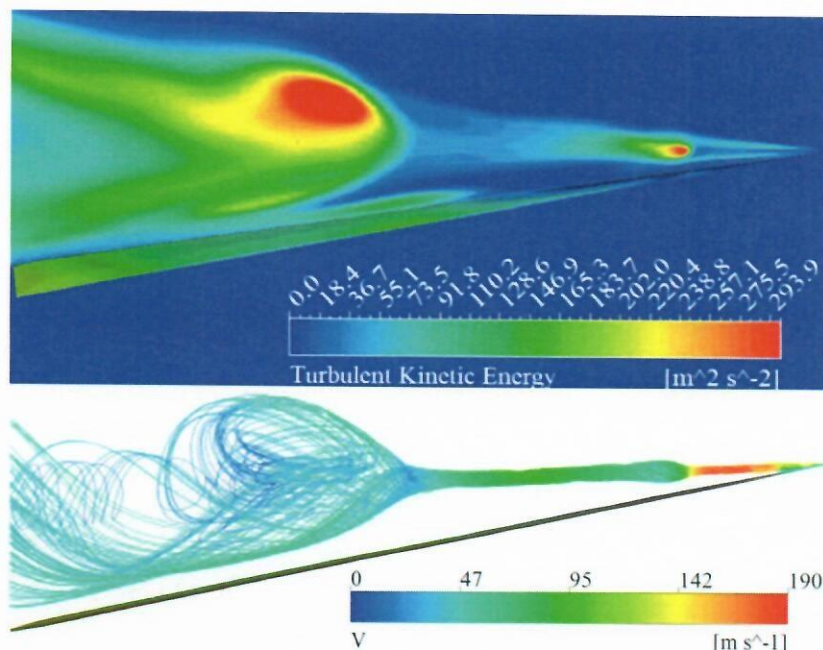


Рисунок 5. Двойной «взрыв» вихря при $\alpha_{кр} \sim 45^\circ$

Исходя из полученных результатов, следует отметить, что используемая методика в целом правильно описывает картину вихревого обтекания, «взрыв» вихря, перемещение точки «взрыва» вверх по течению при увеличении угла атаки, интегральные характеристики и может быть использована для решения поставленных задач в данной работе.

В четвёртой главе представлены результаты численного моделирования вихревого обтекания модели

(Рисунок 1) в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 35^\circ$ и скольжения $\beta = 0 \div 20^\circ$ при $M = 0.15$ и 0.6 . Число Рейнольдса соответствовало значению $Re \approx 2 \cdot 10^6$. Показано влияние «взрыва» вихря на нелинейности в продольных и боковых АДХ модели. Анализируются особенности вихревого обтекания, влияние сходящихся вихревых структур и связь «взрыва» вихря с АДХ всей модели в целом и отдельных её элементов. Расчёты проводились на сетках, состоящих из 35-40 млн. узлов (на половину модели). Для модели манёвренного самолёта верификация численных расчётов проводилась на двух расчётных сетках, состоящих из ~ 35 и 70 млн. ячеек на половину модели при нескольких характерных углах атаки $\alpha = 12, 20, 28, 35^\circ$. В дальнейшем все численные расчёты вихревого обтекания модели проводились на сетках, состоящих из ~ 35 -40 млн. ячеек на половину модели.

По результатам расчётов при $M = 0.6$ получено, что структура вихревого обтекания на данных режимах не изменяется существенно, изменяется лишь несколько положение «взрыва» вихревых структур. В дальнейшем будут представлены детально результаты расчётов при $M=0.15$.

В пункте 4.1 представлены результаты численного моделирования вихревого обтекания модели в зависимости от угла атаки при $\beta = 0^\circ$. На Рисунке 6 представлено сравнение расчётных и экспериментальных продольных АДХ модели без переднего горизонтального оперения (ПГО), с горизонтальным (ГО) и вертикальным (ВО) оперениями.

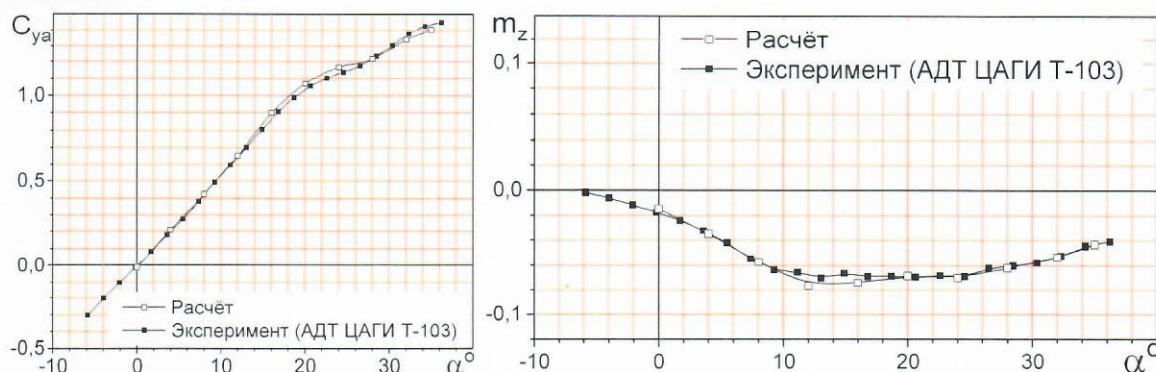


Рисунок 6. Сравнение расчётных и экспериментальных данных. $M = 0.15$, $\beta = 0^\circ$ (модель без ПГО, с ГО и ВО)

Показано удовлетворительное согласование расчётных и экспериментальных данных по коэффициентам подъёмной силы и продольного момента во всем диапазоне углов атаки $\alpha = 0 - 35^\circ$.

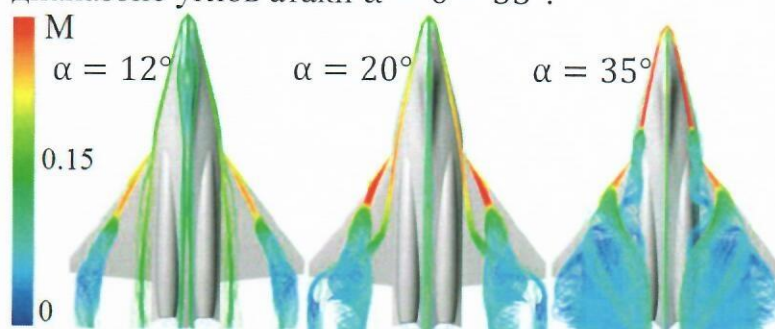


Рисунок 7. Влияние угла атаки на структуру вихревого обтекания при $M = 0.15$

Численные расчёты с $k - \omega$ SST моделью турбулентности с коррекцией на кривизну линий тока на расчётных сетках, учитывающих основные особенности обтекания модели, в целом правильно отражают многообразие аэродинамических явлений, сопровождающих обтекание модели манёвренного

самолёта – формирование вихревых структур, разрушение и перемещение точки «взрыва» вихрей вверх по потоку при увеличении угла атаки. (Рисунок 7).

Результаты численных расчётов показали, что нелинейности в зависимости коэффициента подъёмной силы по углу атаки, а именно значительное уменьшение производной $C_{y\alpha}$ (примерно в 3 раза) является следствием неблагоприятной интерференции носового и консольного вихрей над крылом при углах атаки $\alpha > 17^\circ$ (Рисунок 7 – $\alpha = 20^\circ$), а также относительного положения точек разрушения вихрей в диапазоне углов атаки $17^\circ < \alpha < 28^\circ$.

В пункте 4.2 представлены результаты расчётных исследований боковых АДХ модели без ПГО, ВО и ГО при фиксированных значениях углов атаки ($\alpha = 10, 25, 30, 35^\circ$) в зависимости от угла скольжения в диапазоне $\beta = \pm 20^\circ$ (Рисунок 8). На Рисунке 8 приведено сравнение экспериментальных и расчётных коэффициентов поперечного момента m_x в зависимости от угла скольжения при угле атаки $\alpha = 25^\circ$. Видно хорошее подтверждение расчётных данных экспериментальными при отрицательных $\beta = -20 \div +2^\circ$, но некоторое расхождение при положительных углах скольжения $\beta = +2 \div +20^\circ$. Это различие в значительной степени объясняется наличием боковых скосов потока в АДТ, а также возможными дефектами изготовления – геометрической несимметричностью, к которой чувствительны АДХ моделей при больших углах атаки.

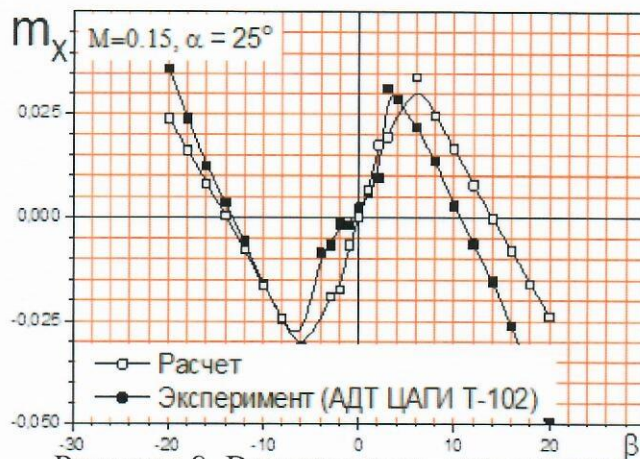


Рисунок 8. Влияние угла скольжения на коэффициент m_x

При обтекании со скольжением на больших углах атаки проявляется асимметрия вихревого обтекания, связанная с несимметричным положением точек разрушения вихрей на правой и левой консолях крыла (Рисунок 9), что приводит к потере поперечной статической устойчивости (Рисунок 8). Асимметрия «взрыва» вихрей связана с изменением эффективного угла стреловидности носовой части фюзеляжа с корневым наплывом и консолей крыла. Положение разрушения вихрей с наветренной стороны перемещается вверх по потоку, а с подветренной – вниз по потоку. При $\beta \approx 6^\circ$ вихри с наветренной стороны разрушаются в месте стыка консоли

крыла и наплыва, а вихри с подветренной стороны устойчивы и не разрушаются, создавая при этом максимальное разрежение на левой консоли.

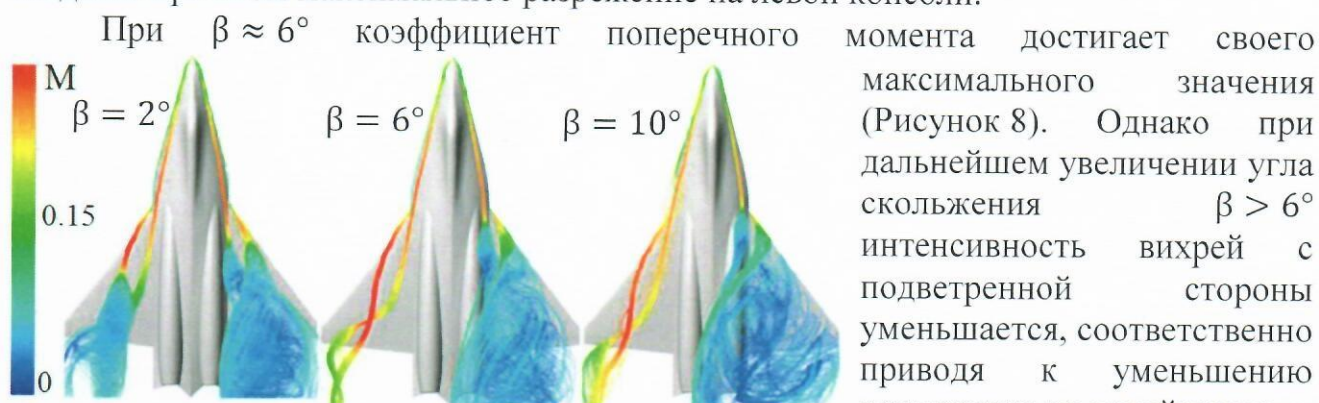


Рисунок 9. Влияние угла скольжения на асимметрию вихревого обтекания ($M=0.15$, $\alpha = 25^\circ$)

стреловидностью имеет более высокие несущие свойства. Данная совокупность факторов приводит к тому, что при $\beta > 6^\circ$ коэффициент поперечного момента m_x постепенно уменьшается (Рисунок 8).

Особенности поведения характеристик путевой устойчивости $m_y(\beta)$, возникающие при обтекании модели при больших углах атаки ($\alpha = 25, 30, 35^\circ$), также связаны с изменением эффективного угла стреловидности, перемещением и разрушением вихрей и с боковой силой, действующей на носовую часть модели при наличии скольжения.

При угле атаки $\alpha = 25^\circ$ при увеличении угла скольжения вихрь с подветренной стороны отдаляется от носовой части, уменьшая при этом разрежение, а вихрь с наветренной стороны прижимается к поверхности, увеличивая разрежение. Также следует отметить, что положение «взрыва» вихря с наветренной стороны при увеличении угла скольжения не слишком быстро перемещается вверх по потоку, и то, что, начиная с $\beta = 10^\circ$ (Рисунок 9), при дальнейшем увеличении угла скольжения β положение разрушения вихря с наветренной стороны практически не изменяется. Это связано с тем, что в области стыка наплыва и консоли крыла форма наплыва на виде в плане изменяет свои геометрические обводы, тем самым изменяя локальный угол стреловидности, что приводит к затягиванию разрушения вихря в данной зоне.

Таким образом, в соответствии со структурой обтекания при $\alpha = 25^\circ$ на носовую часть модели действует отрицательная боковая сила, а коэффициент путевой момента, действующий на носовую часть, отрицателен, в основном внося вклад в путевую устойчивость модели (Рисунок 10). Аналогичные особенности в целом отмечаются и при угле атаки $\alpha = 30^\circ$.

При $\alpha = 35^\circ$ положение «взрыва» носовых вихрей перемещается вверх по потоку, и вихри разрушаются непосредственно на самой носовой части. В диапазоне $0^\circ < \beta < 6^\circ$ точка разрушения носового вихря с наветренной стороны расположена в области наплыва, где имеется изменение обводов геометрии (Рисунок 9). В связи с изменением локального угла стреловидности точка разрушения носового вихря с наветренной стороны движется вверх по потоку достаточно медленно, поскольку изменение локального угла стреловидности способствует затягиванию разрушения вихрей, поэтому в данном диапазоне углов скольжения наблюдается небольшой рост коэффициента путевой момента m_y , действующего на носовую часть (Рисунок 10).

При $\beta > 6^\circ$ точка разрушения носового вихря проходит область наплыва, где изменяется локальный угол стреловидности носовой части, и при дальнейшем

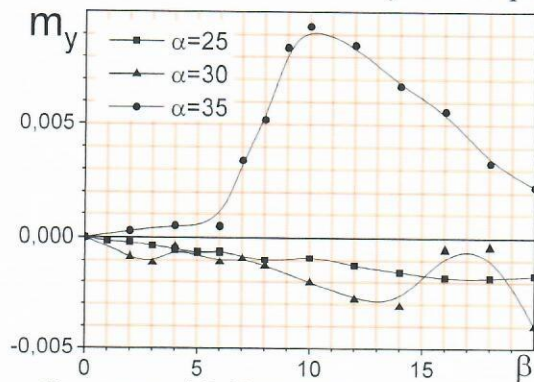


Рисунок 10. Влияние угла β на коэффициент путевого момента, действующего на носовую часть

увеличении β точка «взрыва» вихря перемещается вверх по потоку более быстрым образом, что приводит к существенному увеличению $m_y(\beta)$, действующего на носовую часть (Рисунок 10). В результате носовая часть вносит вклад в путевую неустойчивость модели при $\alpha = 35^\circ$ в диапазоне углов скольжения $0^\circ < \beta < 10^\circ$. При $\beta > 10^\circ$ значения m_y уменьшаются вследствие того, что «взрыв» вихря с наветренной стороны практически достигает носика фюзеляжа, и вихрь с подветренной стороны удаляется от обтекаемой поверхности, уменьшая при этом

разрежение на носовой части.

В пункте 4.3 рассматривались различные варианты щитков, расположенных на носовой части модели, для создания управляющих сил и моментов за счёт воздействия на структуру вихревого обтекания на больших углах атаки. Результаты численных расчётов вихревого обтекания и суммарных АДХ в зависимости от угла выдвижения и положения щитков относительно носовой части показали, что носовые щитки существенно влияют на АДХ за счёт воздействия на вихревую систему на больших углах атаки.

В пункте 4.3.1 рассматриваются различные положения щитков относительно носовой части и их влияние на АДХ (Рисунок 11).

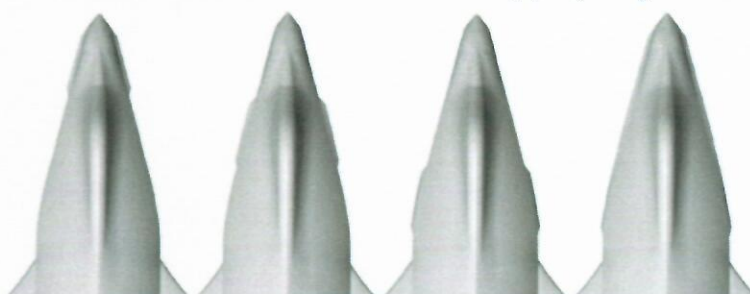


Рисунок 11. Различные положения носовых щитков



Рисунок 12. Выдвижение щитка

По результатам расчётных исследований получено, что наиболее переднее расположение носового щитка приводит к максимальному увеличению коэффициента подъёмной силы, увеличению линейного участка зависимости $C_{ya}(\alpha)$ в область более высоких углов атаки ($\Delta\alpha = 4^\circ$). До углов атаки $\alpha = 24^\circ$ коэффициент продольного момента практически не изменяется, при $\alpha > 24^\circ$ — получает дополнительное приращение на кабрирование. Положительное влияние носовых щитков на АДХ модели (до $\alpha \approx 24^\circ$) обусловлено улучшением несущих свойств консолей крыла вследствие благоприятной интерференции носового и консольного вихрей.

В силу того, что при исследовании положения щитков на носовой части выявлено, что переднее расположение носовых щитков более благоприятным образом влияет на АДХ за счёт воздействия на структуру вихревого обтекания, в пункте 4.3.2 рассмотрено влияние угла выдвижения щитков, расположенных в

носите носовой части фюзеляжа (Рисунок 12), на продольные АДХ, а также отклонение щитков с одной стороны для создания боковых управляющих сил и моментов модели на больших углах атаки.

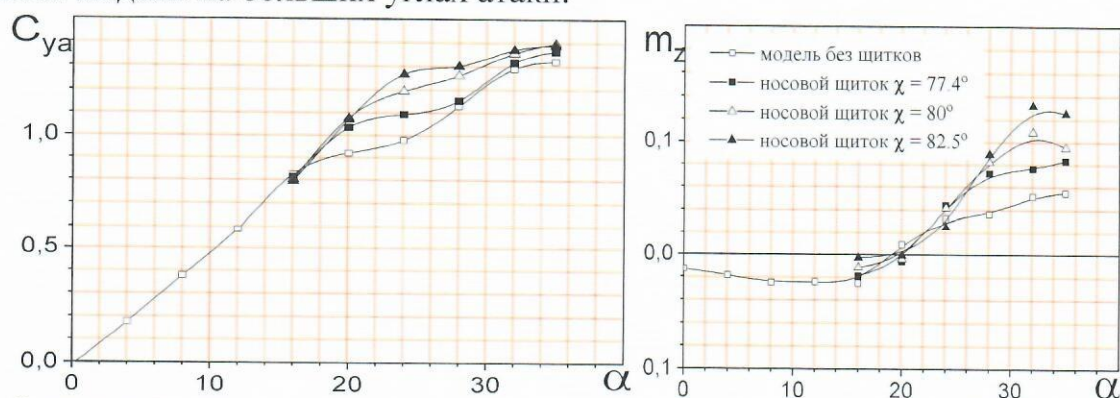


Рисунок 13. Влияние угла выдвижения носовых щитков на АДХ модели манёвренного самолёта

Получено, что выдвижение носовых щитков ($\chi = 77.5, 80, 82.5^\circ$), расположенных в передней части носа модели, приводит к увеличению коэффициента подъемной силы на больших углах атаки (Рисунок 13): при угле выдвижения щитка $\chi = 82.5^\circ$ линейная часть C_{ya} увеличивается на $\Delta\alpha = 8^\circ$ (от $\alpha = 16^\circ$ до $\alpha = 24^\circ$). До углов атаки $\alpha = 24^\circ$ коэффициент продольного момента практически не изменяется, при $\alpha > 24^\circ$ — получает дополнительное приращение на кабрирование. Положительное влияние выдвижения щитков на аэродинамические характеристики модели (до $\alpha \approx 24^\circ$) также обусловлено улучшением несущих свойств консолей крыла.

Также в работе рассмотрено отклонение носовых щитков с одной стороны для создания боковых управляющих сил и моментов (m_x и m_y). Например, показано, что выпуск щитка с одной стороны на носовой части позволяет создавать существенные моменты крена ($m_x \approx -0.034$) за счёт того, что вихрь, сходящий с консоли крыла, становится более устойчивым вследствие благоприятной интерференции носового и консольного вихрей (Рисунок 14).

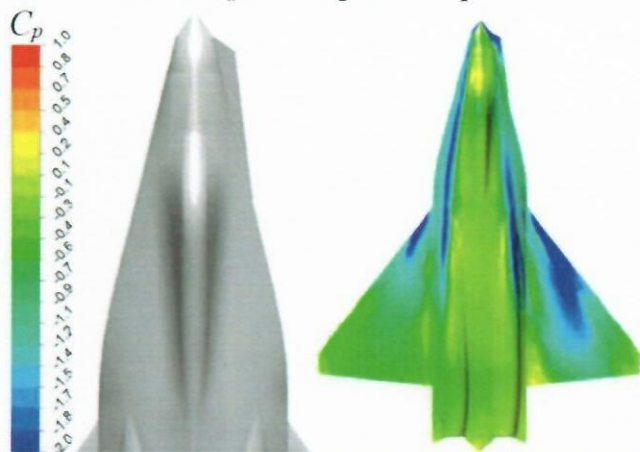


Рисунок 14. Распределение коэффициента давления. Выпуск щитка с одной стороны на оребрённой носовой части, на продольные АДХ и структуру течения. По результатам расчётных и экспериментальных исследований получено, что установка ПГО положительным образом влияет на АДХ модели при достаточно больших углах атаки ($\alpha \geq 19^\circ$), увеличивая коэффициент подъемной силы примерно на $\Delta C_{ya} \approx 0.2$ и создавая дополнительное приращение продольного момента на пикирование $\Delta m_z \approx -0.04$ (Рисунок 15).

В диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 18^\circ$ появляется небольшое приращение продольного момента на кабрирование $\Delta m_z \approx 0.01$ по сравнению с базовой моделью без ПГО. По результатам расчётов получено согласование с экспериментальными

данными по коэффициентам подъёмной силы и продольного момента во всём диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 35^\circ$.

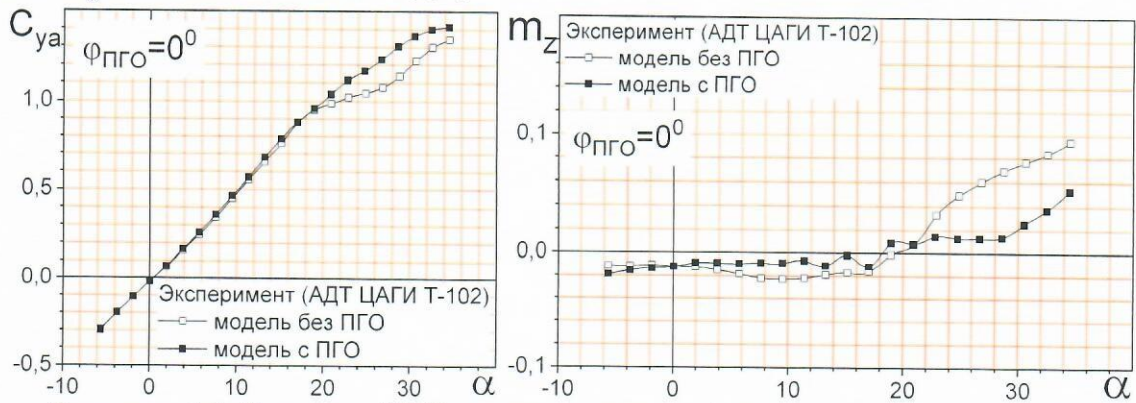


Рисунок 15. Влияние ПГО на продольные АДХ модели без ГО и ВО

Главным образом, положительный эффект от установки ПГО связан с воздействием на траекторию вихревых структур, сходящих с оребрённой носовой части. До углов атаки $\alpha < 25^\circ$ вихрь, сходящий с носовой части, проходит с нижней поверхности ПГО.

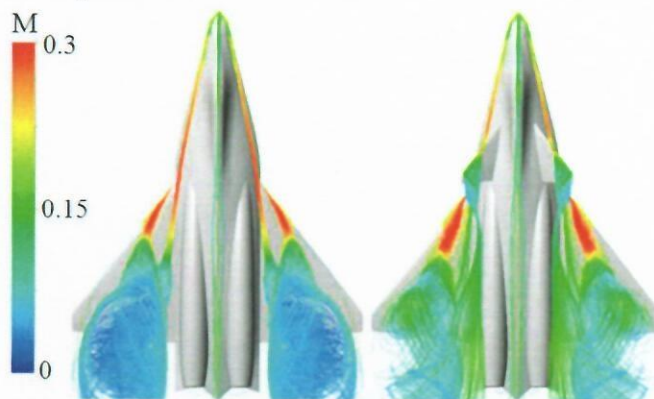


Рисунок 16. Влияние ПГО на структуру вихревого обтекания при $\alpha = 24^\circ$

Объединённый вихрь упорядочивает течение над крылом, что приводит к увеличению несущих свойств крыла и созданию дополнительных пикирующих моментов в данном диапазоне углов атаки. Однако при $\alpha > 25^\circ$ носовой вихрь проходит над верхней поверхностью ПГО (Рисунок 17).

Вихри, сходящие с носовой части и ПГО, уходя вниз по потоку, воздействуют на фюзеляж модели, в частности, мотогондолы, увеличивая при этом несущие свойства. Таким образом, основной эффект от установки ПГО связан с взаимодействием и объединением консольного и носового вихрей до углов атаки $\alpha < 25^\circ$, а в диапазоне углов атаки $25^\circ < \alpha < 35^\circ$ с влиянием вихрей, сходящих с ПГО и носовой части, на фюзеляж модели.

В пятой главе представлены результаты численного моделирования влияния формы передней кромки наплыва на АДХ крыла сложной формы в плане (крыло+наплыв) и структуру вихревого обтекания. По результатам расчётов можно выделить то, что увеличение остроты передней кромки наплыва приводит к увеличению C_{ya} в диапазоне углов атаки $20^\circ \leq \alpha < 28^\circ$, уменьшению кабрирующих моментов при $\alpha = 20^\circ$ за счёт большего влияния на обтекание консоли крыла за

Установка ПГО влияет на траекторию носового вихря, несколько отклоняя его от плоскости симметрии модели, в результате консольный и носовой вихри достаточно сильным образом начинают взаимодействовать друг с другом, вихри объединяются в месте стыка консоли крыла и наплыва (Рисунок 16).

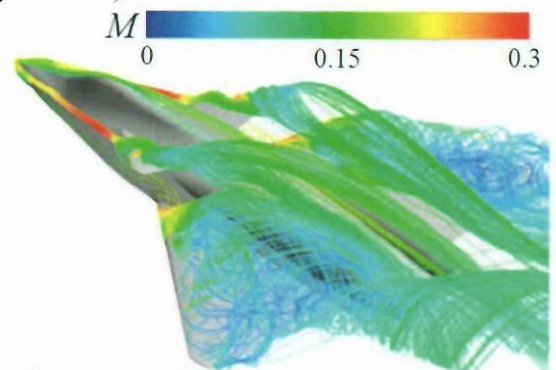


Рисунок 17. Структура вихревого обтекания ($\alpha = 28^\circ$, $M = 0.15$)

условным центром масс, однако при остальных α кабрирующие моменты увеличиваются.

В шестой главе представлены результаты численных расчётов по влиянию мини-щитков (или так называемых щитков Гарнея), установленных на задней кромке стреловидного крыла поперёк потока, для создания дополнительных пикирующих продольных моментов на больших углах атаки.

В расчётах за основу берётся изолированное крыло модели манёвренного самолёта с углом стреловидности по передней кромке $\chi_{п.к.} = 52^\circ$ и удлинением $\lambda = 2.43$ (Рисунок 18). Мини-щитки устанавливались в области задней кромки на нижней поверхности крыла и имели постоянную высоту $\bar{h} \approx 2.5\%$ вдоль всего размаха относительно концевой сечения крыла.

Численные расчёты проводились при малых дозвуковых скоростях $M = 0.15$ в диапазоне углов атаки, вплоть до закритических значений $\alpha = 0 - 85^\circ$. Строилась

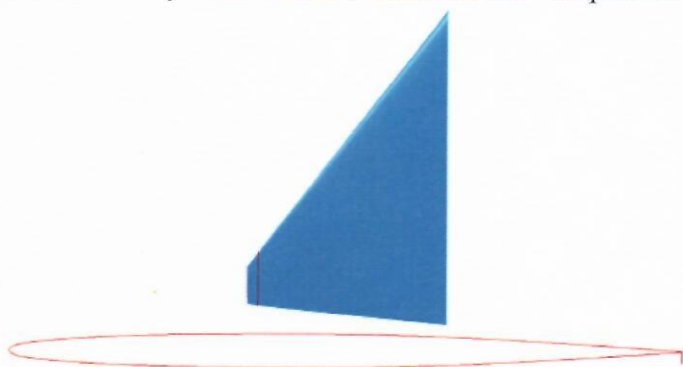


Рисунок 18. Установка мини-щитков

структурированная расчётная сетка, состоящая из 20.5 млн. узлов для крыла без мини-щитка на половину модели и 27 млн. узлов – для крыла с мини-щитком. При построении расчётной сетки большое внимание уделялось задней кромке крыла, вихревому следу в области нескольких характерных размеров крыла вниз по потоку, а также вихревым структурам.

По результатам расчётов получено, что мини-щитки существенно влияют на АДХ крыла с неотклонённой и отклонённой ($\delta = 20^\circ$) механизациями (Рисунок 19).

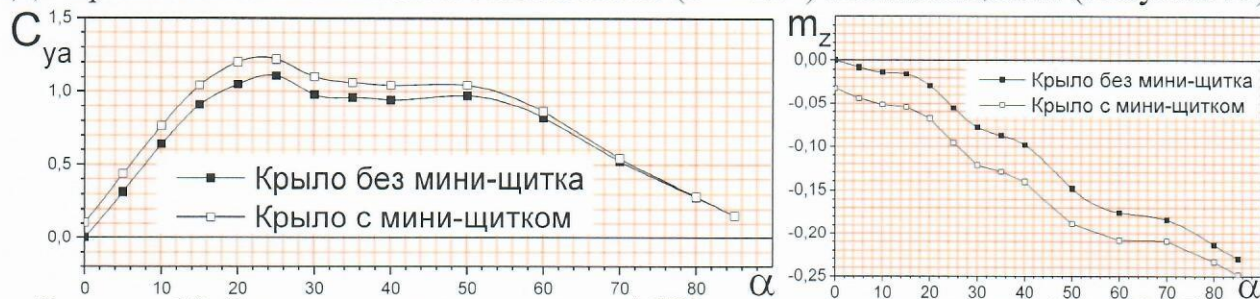


Рисунок 19. Влияние мини-щитков на АДХ стреловидного крыла ($M = 0.15$)

Можно выделить следующие особенности:

- мини-щитки оказывают большее влияние на концевую часть крыла, в частности, вследствие большей высоты $\bar{h}$ относительно концевых сечений крыла;

- на крыле с неотклонённой механизацией мини-щитки дают практически эквидистантное приращение коэффициента подъёмной силы $\Delta C_{ya} \approx 0.13$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 - 40^\circ$, при дальнейшем увеличении угла атаки влияние мини-щитков на коэффициент подъёмной силы постепенно уменьшается и сводится к нулю при угле атаки $\alpha = 85^\circ$; коэффициент продольного момента m_z получает практически эквидистантное приращение коэффициента момента на пикирование $\Delta m_z \approx -0.035 \div -0.04$ в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 - 60^\circ$, при дальнейшем увеличении угла атаки можно отметить плавное уменьшение приращения коэффициента продольного момента до значений $\Delta m_z \approx -0.0185$ при $\alpha = 85^\circ$ (Рисунок 19).

В общих выводах и заключении сформулированы основные результаты работы и представлены возможные способы по управлению вихревым обтеканием для создания управляющих сил и моментов.

ОБЩИЕ ВЫВОодЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе решена важная практическая задача численного моделирования структуры вихревого обтекания компоновок манёвренных самолётов, имеющих сложную геометрическую форму, в широком диапазоне углов атаки и скольжения. Выявлена связь особенностей вихревого обтекания с продольными и боковыми аэродинамическими характеристиками и рассмотрена возможность направленного воздействия на вихревые структуры для изменения аэродинамических характеристик в нужном направлении, представляющие большой практический интерес при проектировании перспективных манёвренных летательных аппаратов.

Основными результатами работы являются:

1. Создана методика численного моделирования вихревого обтекания и расчёта интегральных аэродинамических характеристик компоновок манёвренных самолётов на больших углах атаки;

2. На примере треугольного крыла показано, что коррекция на кривизну линий тока в $k - \omega$ SST модели турбулентности существенным образом влияет на распределённые характеристики в ядре вихря и положение «взрыва». Коррекция приводит к более раннему разрушению вихрей, в результате удаётся ухватить нелинейность в перемещении точки разрушения по углу атаки.

3. На треугольном крыле при критическом угле атаки $\alpha_{кр} \sim 45^\circ$ и нулевом угле скольжения получены несимметричные решения. По результатам расчётов впервые отмечено явление двойного «взрыва» вихря, то есть вихрь разрушался дважды последовательным образом через некоторое расстояние вниз по потоку.

4. Выявлены физические особенности вихревого обтекания элементов модели манёвренного самолёта в широком диапазоне углов атаки и скольжения и их связь с изменением продольных и боковых аэродинамических характеристик модели:

- при $\alpha > 17^\circ$ взаимодействие носового и консольного вихрей приводит к резкому уменьшению производной коэффициента подъёмной силы модели (без переднего горизонтального, вертикального и горизонтального оперений) по углу атаки C_{ya}^α (примерно в 3 раза до значения $C_{ya}^\alpha \approx 0.02$) и увеличению продольного момента на кабрирование $m_z^{C_{ya}} \approx 0.38$;

- явление «взрыва» вихря существенно влияет на вклад носовой части в путевую устойчивость. Причём его влияние может кардинальным образом отличаться при различных углах атаки ($\alpha = 25 - 30^\circ$ и 35°) в зависимости от его положения относительно носовой части в силу того, что локальное изменение обводов носовой части на виде в плане может приводить к затягиванию положения «взрыва» вихря;

5. Переднее расположение, а также максимальное выдвижение щитков, расположенных на оребрённой носовой части, приводят к наиболее максимальному приращению C_{ya} по углу атаки, увеличению линейного участка зависимости $C_{ya}(\alpha)$ в область более высоких значений углов атаки (до $\alpha = 24^\circ$). Увеличение подъёмной силы происходило за счёт увеличения несущих свойств крыла. До углов атаки

$\alpha = 24^\circ$ коэффициент продольного момента m_z практически не изменяется, при $\alpha > 24^\circ$ – получает дополнительное приращение на кабрирование.

Показано, что выпуск щитка с одной стороны на носовой части фюзеляжа позволяет создавать существенные моменты крена ($m_x \approx -0.034$). При отклонении только левого носового щитка вверх на больших углах атаки создается отрицательный момент рыскания, например, при $\alpha \approx 35^\circ - m_y \approx -0.004$;

6. Выявлен основной механизм положительного влияния переднего горизонтального оперения на носовой части, связанный с воздействием на структуру вихревого обтекания, на продольные аэродинамические характеристики модели манёвренного самолёта. Главным образом, положительный эффект от установки переднего горизонтального оперения связан с воздействием на траекторию вихревых структур, сходящих с оребрённой носовой части, что приводит к благоприятной интерференции носового и консольного вихрей, в результате улучшаются несущие свойства крыла на больших углах атаки.

7. Мини-щитки с малой относительной высотой $\bar{h} = 2.5\%$ (относительно концевой сечения крыла) существенно влияют на аэродинамические характеристики крыла с неотклонённой и отклонённой механизацией. На крыле с неотклонённой механизацией мини-щитки дают практически эквидистантное приращение коэффициента подъёмной силы $\Delta C_{ya} \approx 0.13$ до углов атаки $\alpha = 40^\circ$, при дальнейшем увеличении α влияние мини-щитков на C_{ya} постепенно уменьшается и сводится к нулю при $\alpha = 85^\circ$; m_z получает практически эквидистантное приращение момента на пикирование $\Delta m_z \approx -0.035 \div -0.04$ до $\alpha \approx 60^\circ$, при дальнейшем увеличении α приращение момента уменьшается до значений $\Delta m_z \approx -0.0185$ (при $\alpha = 85^\circ$).

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ

1. Осипов К.А. Исследование структуры дозвукового вихревого обтекания модели манёвренного самолёта методами вычислительной аэродинамики // Учёные записки ЦАГИ. Т. XLVII, №7, 2016. С. 15-32. (2.25 п.л.).

2. Осипов К.А. Влияние разрушения вихрей на боковые аэродинамические характеристики модели манёвренного самолёта // Учёные записки ЦАГИ. Т. XLVIII, №2, 2017. С. 3-12. (1.3 п.л.).

3. Осипов К.А. Управление вихревым обтеканием модели манёвренного самолёта с помощью носовых щитков при больших углах атаки // Учёные записки ЦАГИ». Т. XLVIII, №8, 2017. С. 16-25. (1.3 п.л.).

4. Осипов К.А. Исследование влияния разрушения вихрей на аэродинамические характеристики. Управление вихревым обтеканием модели маневренного самолета с помощью носовых щитков при больших углах атаки // Материалы XXVIII научно-технической конференции по аэродинамике. ЦАГИ, 2017. С. 184-185. (0.1 п.л.).

5. Осипов К.А. Влияние взрыва вихрей на нелинейности в продольных и боковых аэродинамических характеристиках модели манёвренного самолёта // 17-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2018». Москва. Тезисы. 2018. С. 42-43. (0.14 п.л.).