

**МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)**

На правах рукописи

САКОРНСИН Раттапол

**УЛУЧШЕНИЕ АЭРОДИНАМИКИ КРЫЛА ЛЕГКОГО
ГИДРОСАМОЛЕТА**

Специальность 05.07.01- “Аэродинамика и процессы теплообмена
летательных аппаратов”

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Москва-2013

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет)» на кафедре аэродинамики летательных аппаратов.

Научный руководитель: Кандидат физико-математических наук,
доцент МАИ **Попов Сергей Александрович**

Официальные оппоненты: Доктор технических наук, профессор
Вышинский Виктор Викторович
Декан ФАЛТ МФТИ

Доктор технических наук, профессор
Махров Владислав Петрович
Кафедра 608 «Проектирование
аэрогидрокосмических систем» МАИ

Ведущая организация: ОАО «Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г.М. Бериева»

Защита состоится «25» декабря 2013 г. в 10⁰⁰ часов на заседании диссертационного совета ДС 212.005.02 в Московском авиационном институте по адресу: 125993, г.Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, дом 4, МАИ, в аудитории 302^{ГАК}.

С диссертацией можно ознакомиться в научно-технической библиотеке Московского авиационного института (Национального исследовательского университета).

Автореферат разослан « 20 » ноября 2013 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета,
кандидат технических наук, доцент

Семенчиков Н.В.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. Гидросамолёты широко используются для перевозки пассажиров и грузов в районах, изобилующих акваториями, для разведки рыбы, спасательных работ на море, тушения лесных пожаров и в других целях. Их преимущество перед обычными самолетами состоит в том, что для посадки им не требуется наличие аэродрома. Гидросамолет может совершить посадку как на любую водную поверхность, так и на поле аэродрома. Это качество гидросамолетов особенно важно для стран Индокитая и Малайзии.

Крыло гидросамолета имеет особенности и отличия от крыла обычного самолета. В большинстве случаев на его концах или поблизости от них устанавливаются поплавки для того, чтобы обеспечить устойчивость при взлете и посадке. Однако, когда гидросамолет находится в воздухе, наличие поплавков отрицательно влияет на аэродинамические характеристики крыла. Эту проблему можно решить с помощью механизма и системы обеспечения выпуска и уборки поплавков. Однако, использование такого механизма влечет за собой увеличение веса летательного аппарата (ЛА), при этом выигрыш в аэродинамическом качестве получается незначительным.

Группы американских из Virginia Polytechnic Institute and State University и российских ученых из ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского изучали влияние различных типов законцовок на аэродинамические характеристики (АДХ) крыла. Установка законцовок во многих случаях помогает добиться оптимальной формы распределения подъемной силы.

В гидросамолетах также применяют законцовки для повышения АДХ. В первом случае к крылу с поплавком добавляется законцовка. Во втором случае применяется обратная законцовка с поплавком на краю. Такая конструкция применялась на советском самолете А-40 “Альбатрос” и легком российском гидросамолете СК-12 “Орион”. Но все эти меры могут быть недостаточными для гидросамолета, так как поплавки существенно увеличивает аэродинамическое сопротивление крыла.

Поэтому поиск путей улучшения АДХ крыла гидросамолета с неподвижным поплавком является на сегодняшний момент актуальной задачей.

Объектом исследования в настоящей работе являются крылья легкого гидросамолета равного удлинения различной формы в плане и на виде

спереди с неподвижными поплавками и с учетом формы соединения крыла с фюзеляжем.

Цель и задачи диссертационной работы. Эвристический поиск путей улучшения аэродинамических характеристик крыла гидросамолета путем изменения его формы в плане и на виде спереди, а также за счет применения вихреобразующих элементов в его конструкции. Вычислительный эксперимент, теоретическое обоснование.

Для достижения этой цели решаются следующие задачи:

1. Построение твердотельных моделей крыльев и расчетных сеток различной топологии, методические исследования по сеточной сходимости.
2. Выбор наиболее подходящей модели турбулентности на основе сравнительного анализа применимости различных моделей и сопоставления расчетных данных, полученных с помощью современного программного комплекса по CFD, с физическим экспериментом. Верификация результатов программного комплекса ANSYS Fluent данным физического эксперимента.
3. Определение и сравнительный анализ АДХ крыльев гидросамолета без поплавков и с поплавками различной формы на виде спереди.
4. Моделирование течения около крыла гидросамолета с треугольным выступом и определение его суммарных и распределенных аэродинамических характеристик. Анализ распределения циркуляции скорости вдоль размаха крыла.
5. О влиянии формы соединения крыла с фюзеляжем на аэродинамические характеристики компоновки крыло-фюзеляж.
6. Изготовление продувочной модели крыла по результатам вычислительного эксперимента.

Методы исследования. Результаты работы получены с использованием пакета прикладных программ ANSYS Fluent 14.5 (номер лицензии 670351), в котором использована математическая модель, включающая полную систему уравнений Навье-Стокса (осредненных по Рейнольдсу) и уравнений для турбулентных характеристик. С его помощью выполнена серия численных расчетов по определению суммарных аэродинамических коэффициентов и моделированию картины течения в окрестности крыла.

Научная новизна работы состоит в следующем:

1. Предложено использование нового элемента в конструкции крыла гидросамолета – треугольного выступа, существенно улучшающего его аэродинамические характеристики.
2. Исследовано влияние угла наклона треугольного выступа на аэродинамику крыла с поплавком.
3. Исследовано влияние различной формы крыла на виде спереди на его суммарные аэродинамические характеристики.
4. Исследовано влияние формы соединения крыла с корпусом летающей лодки на аэродинамику компоновки крыло-фюзеляж.

Достоверность научных положений подтверждается использованием законов сохранения массы, количества движения и энергии, теории численных методов, всесторонним тестированием применяемых численных методов и алгоритмов, сравнением результатов расчетов с экспериментальными данными, использованием экспериментальных данных как базиса для методики моделирования турбулентных течений.

Научные положения, выносимые на защиту:

1. Результаты численного расчета аэродинамических характеристик крыльев различной формы на виде спереди с поплавками и без них при различных углах атаки и скольжения.
2. Результаты моделирования течения и определения аэродинамических характеристик крыльев с треугольным выступом и поплавками при различных углах наклона выступа.
3. Результаты анализа причин улучшения аэродинамического качества крыла с треугольным выступом.
4. Результаты численного исследования влияния формы соединения крыла с корпусом на аэродинамические характеристики комбинации крыло-фюзеляж.
5. Результаты тестирования моделей турбулентности на предмет адекватности расчета аэродинамических характеристик крыльев при дозвуковых скоростях потока.

Практическая значимость и ценность проведенных исследований.

Получен большой объем новой научной информации об аэродинамических характеристиках крыльев легких гидросамолетов различной формы в плане и на виде спереди с поплавками и без них. Результаты исследований, вошедшие в диссертацию, используются в учебном процессе МАИ при подготовке инженеров по специальности "Гидроаэродинамика" и могут быть

рекомендованы для применения в аэродинамическом проектировании преимущественно современных легких гидросамолетов.

Публикации. Основные результаты диссертации опубликованы в 6 печатных работах, в том числе в 3 статьях, из которых 2 статьи в журналах из списка ВАК.

Апробация и внедрение результатов. Основные результаты работы докладывались и обсуждались на:

- московской молодежной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике» (Москва, МАИ, 17 – 20 апреля 2012 г.);
- 11-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика-2012» (Москва, МАИ, в ноябре 2012 г.);
- московской молодежной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике» (Москва, МАИ, 16 – 18 апреля 2013 г.);
- семинаре кафедры 105 «Аэродинамики летательных аппаратов» (Москва, МАИ, в сентябре 2013 г.);
- международной конференции NGRC29 (Таиланд, Бангкок, 24 – 25 октября 2013 г.).

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, семи глав, заключения и списка литературы. Объем диссертации составляет 186 страниц. Работа включает 149 рисунков, список литературы содержит 62 наименования.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы диссертационной работы, её научная новизна и практическая значимость. Сформулированы цель и задачи исследований. Представлены основные научные положения, выносимые на защиту. Даются структура и содержание диссертации. Дана общая характеристика диссертационной работы.

В первой главе выполнен обзор теоретических и экспериментальных работ, в которых исследуется форма крыла птицы с целью применения этих исследований для крыла гидросамолета.

Во второй главе приведено описание используемой в работе физико-математической модели, включающей: уравнение неразрывности, уравнение переноса количества движения, уравнение переноса энергии, а также уравнения переноса кинетической энергии турбулентности и диссипации для модели Спаларта-Альмараса и Realizable $k-\varepsilon$ модели.

В этом разделе описывается численный метод решения рассмотренной системы уравнений, а именно - метод контрольного объема. Также в этой главе описывается теория сетки.

Представлены следующие схемы: схема выбора модели турбулентности, схема моделирования с использованием CFD и схема выполнения процедуры решения, используемый в работе метод SIMPLE.

В третьей главе изучена возможность применения современного программного комплекса по вычислительной гидродинамике (CFD - Computational Fluid Dynamics) ANSYS Fluent (номер лицензии 670351) для решения задач проектирования крыльев гидросамолетов.

Приведены результаты нескольких десятков серий численных исследований различных компоновок крыла с поплавком на конце. Исследовано влияние нескольких вариантов отклонения концевой части крыла и расположения концевых поплавков на значения суммарных аэродинамических коэффициентов сил и моментов, действующих на крыло летающей лодки.

В работе рассматривалась только схема лодки с несущими подкрыльными поплавками, поплавок являлся продолжением крыла. Была решена задача об обтекании дозвуковым потоком воздуха со скоростью 47 м/сек модели прямоугольного крыла с профилем NACA 00175. Крыло имеет следующие геометрические параметры: удлинение $\lambda = 5$ и 10 , размах $2 \times 1 = 1.2$ и 2.4 м, хорду $b=0.24$ м, площадь $S=0.288$ и 0.576 м². Для крыла, представленного на рис.1а, имеющего размах $2 \times 1 = 1.2$ и удлинение $\lambda = 5$ результаты расчета сравнивались с экспериментальными данными, полученными в аэродинамической трубе Т-1 МАИ. Степень начальной турбулентности потока задавалась такой же, как и в трубе Т-1, т.е. равной 0.5%. Для остальных крыльев размах был увеличен в 2 раза по сравнению с тестовым образцом. В расчетах использовалась модель несжимаемой среды, поскольку число Маха набегающего потока $M < 0.3$, угол атаки задавался в диапазоне $\alpha = -4 - 19^\circ$. Число Рейнольдса, подсчитанное по хорде крыла, имеет порядок $Re \sim 10^6$, в связи с чем можно предположить, что большая часть поверхности обтекает развитым турбулентным потоком. В расчетах использовались следующие математические модели турбулентности: модель с одним дифференциальным уравнением Спаларта-Альмараса, три различные модификации модели с двумя дифференциальными уравнениями $k - \varepsilon$ (стандартная, RNG и Realizable).

Различные исследуемые варианты геометрии крыльев приведены на рис.1б-г. На основании анализа расчета и эксперимента выбиралась наиболее подходящая модель турбулентности. Затем исследовались различные варианты отклонения концевой части крыла без поплавка и с поплавком и выполнялся отбор вариантов с наибольшим аэродинамическим качеством.

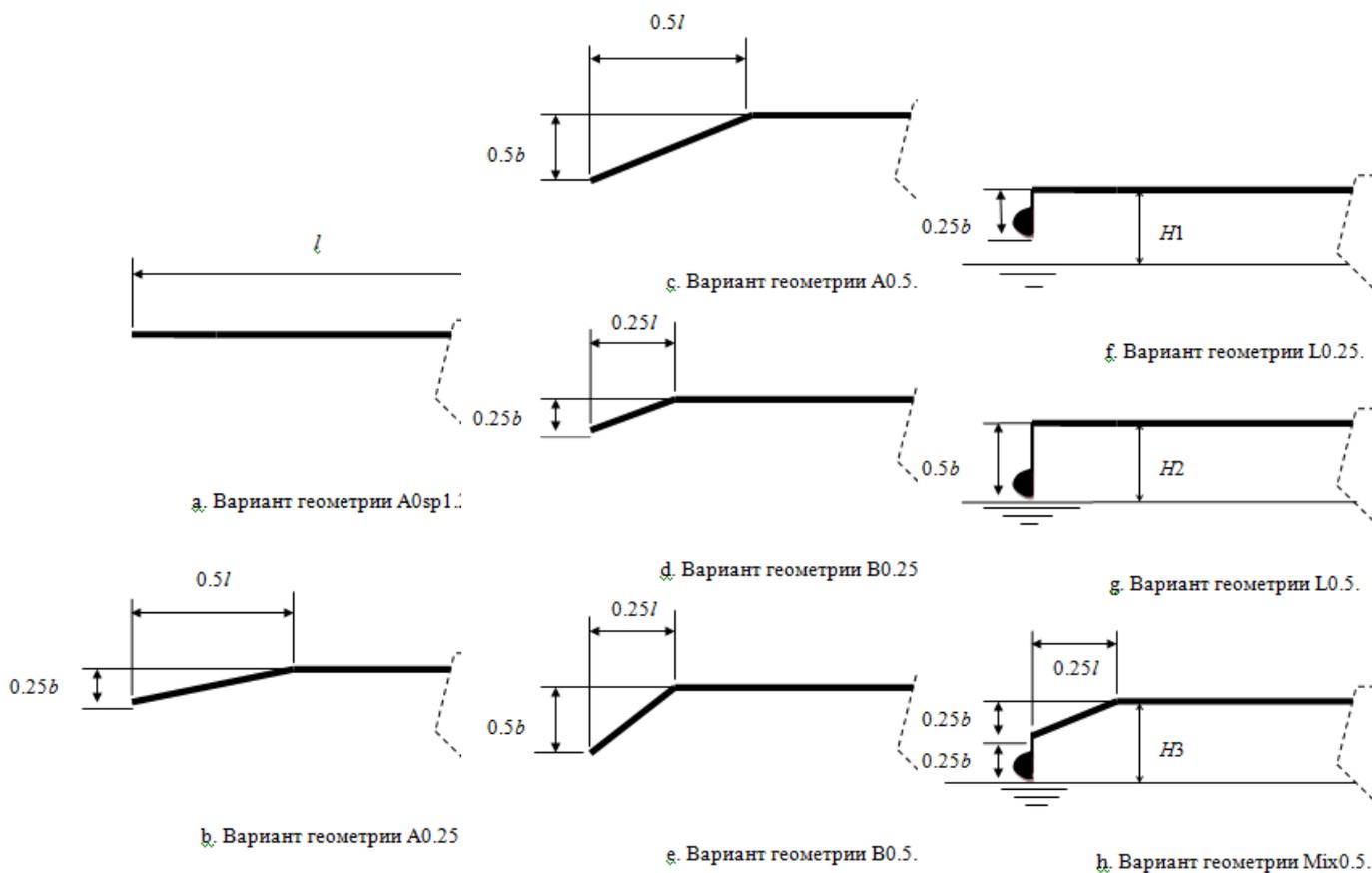


Рис.1. Варианты крыльев различной формы на виде спереди.

Расчетная сетка около представленных на рис.1 моделей крыльев генерировалась в специализированной программе Icem CFD. Для чего вначале в эту программу импортировались данные о профиле NACA 00175 в виде упорядоченного набора точек, после чего в геометрическом модуле программы осуществлялось построение поверхностей крыльев с заданным отклонением концевых частей и поплавками. Затем вводились так называемые блоки, внутри которых создавалась либо структурированная либо неструктурированная расчетные сетки. На следующем шаге осуществлялось задание всех граничных условий: на внешней границе области и поверхности тела. После чего сеточные данные экспортировались в расчетный модуль - Fluent, предназначенный для моделирования внешнего обтекания.

При исследовании сеточной сходимости использовалась ламинарная модель при малых углах атаки $\alpha=0^{\circ}-7^{\circ}$. Была выполнена серия методических расчетов. Численное моделирование проводилось на трех различных сетках. Результаты расчетов сравнивались с испытаниями в Т-1. В качестве объекта исследований использовалась модель крыла профиля НАСА00175 при скорости потока 47м/с. На графиках зависимости аэродинамического качества от угла атаки (рис.2), мы видим, что расчетная кривая, полученная на неструктурированной сетке без сопряженных с поверхностью сеточных слоев проходит значительно выше, чем все остальные графики. Исследуя графики изменения качества был сделан вывод, что для наших расчетов не стоит использовать простую неструктурированную сетку, так как в данном случае точность расчетов недостаточна. В дальнейших расчетах использовались структурированная и неструктурированная сетка с сопряженными с телом сеточными слоями.

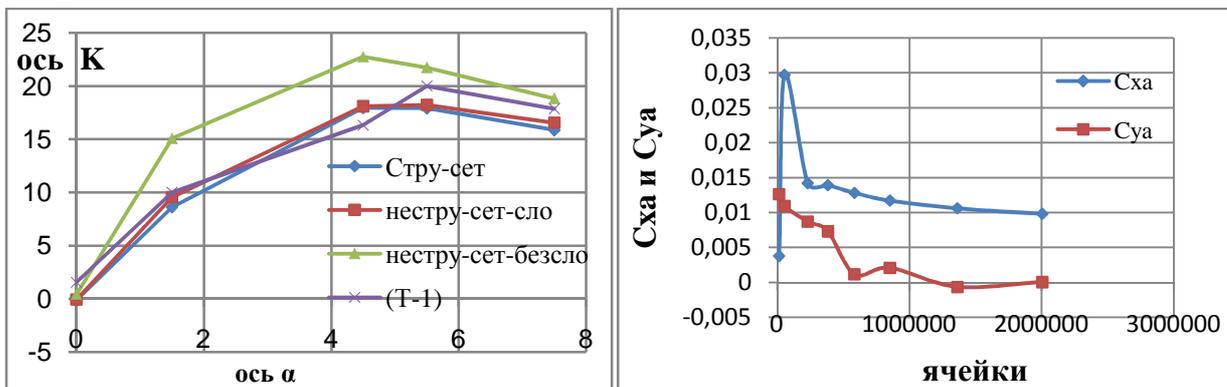


Рис.2. Исследование сеточной сходимости. Правый график $\alpha=0^{\circ}$.

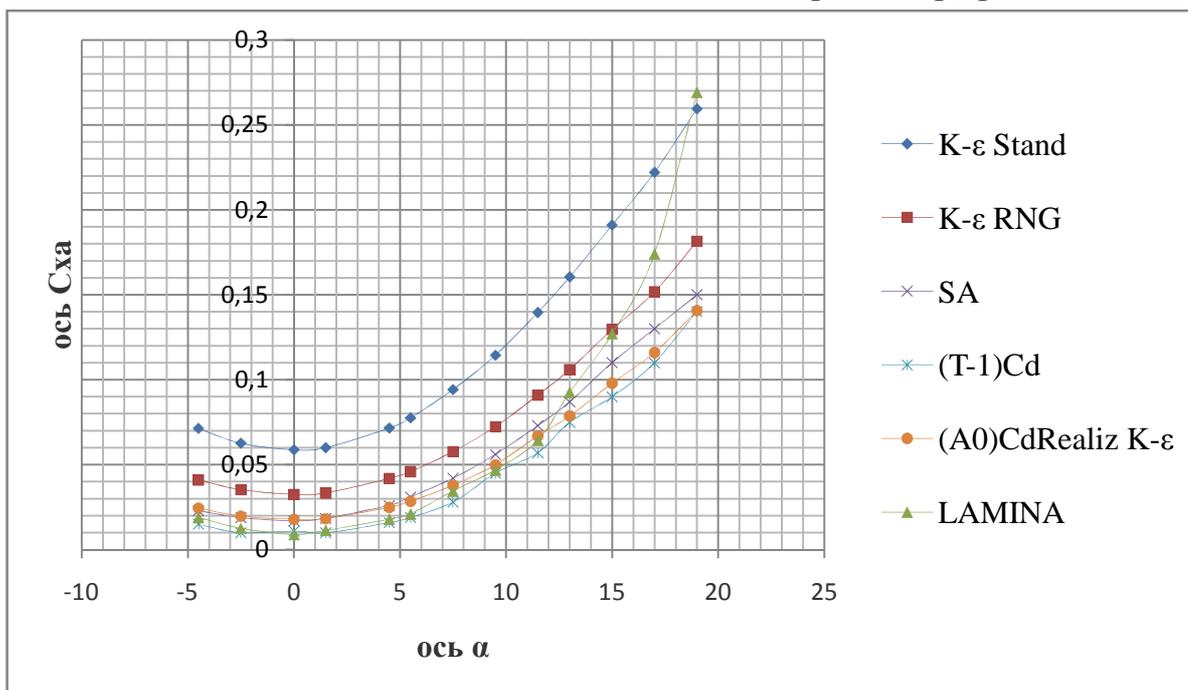


Рис.3. Зависимость коэффициента силы сопротивления от угла атаки.

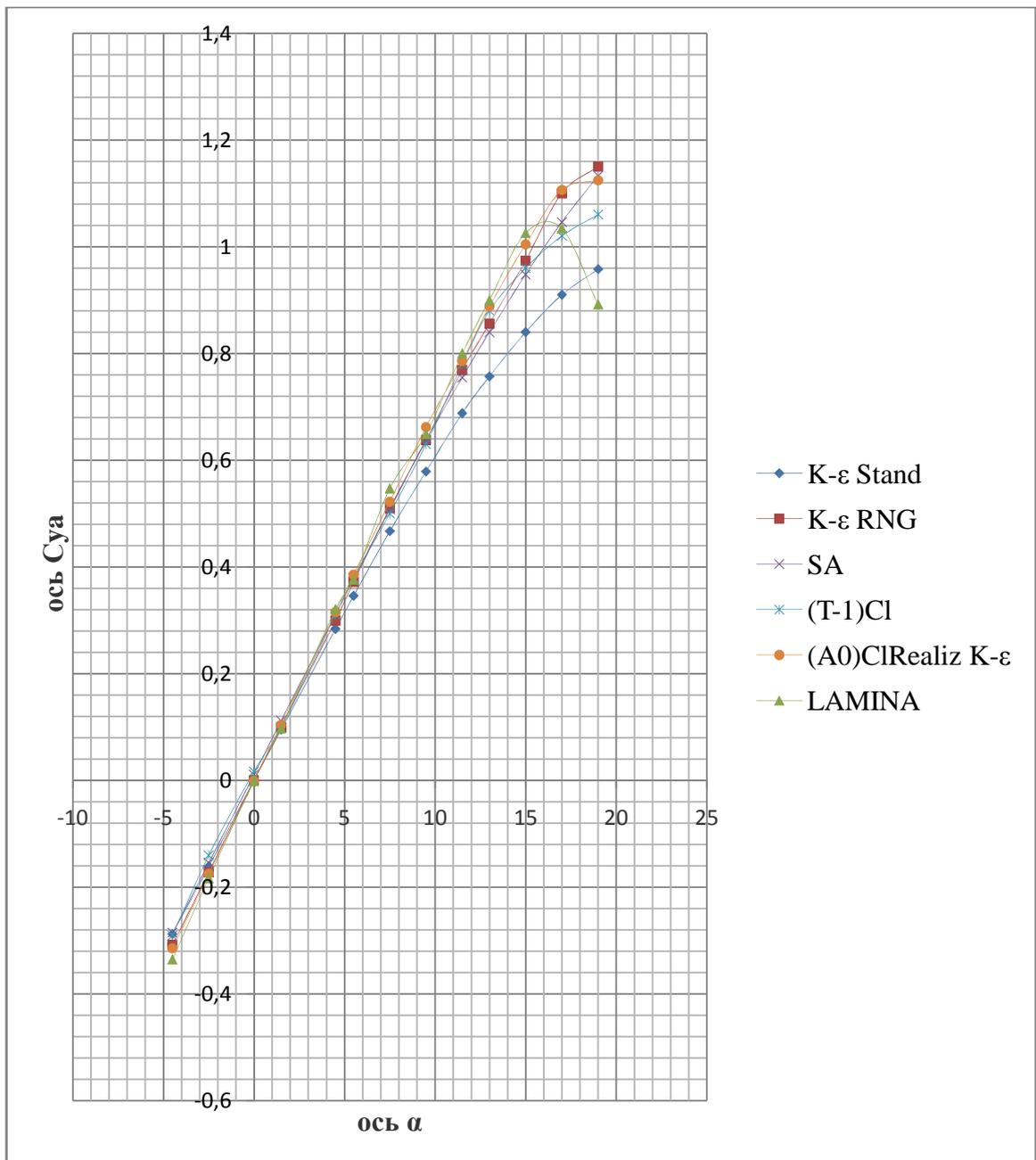


Рис.4. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки.

Исследования сеточной сходимости показали, что приемлемая точность результатов достигается при количестве ячеек не меньше 1 млн. При этом чем большая плотность ячеек вокруг крыла, тем больше точность.

Исследования по выбору наиболее подходящей модели турбулентности представлены на рис.3-4. Оценив результаты всех моделей, по совокупности результатов, для дальнейших расчетов была выбрана Realizable $k-\epsilon$ модель турбулентности. Результаты тестовых расчетов показали хорошее согласование расчетных данных с имеющимся экспериментом для прямого крыла с удлинением $\lambda=5$. До углов атаки $\alpha \approx 15^\circ$ расхождения результатов для Realizable $k-\epsilon$ модель турбулентности с экспериментом не превышали 4 – 9%.

Дальнейшие исследования по влиянию отклонения концевых частей крыла на суммарные аэродинамические характеристики выполнялись для более типичных крыльев с удлинением $\lambda=10$. Это влияние характеризуется значительным ростом его подъемной силы и сопротивления при изменении аэродинамического качества.

Графики для подъемной силы крыла от угла атаки с отклонением концевых частей более крутые, чем для прямого крыла и значения коэффициента подъемной силы выше при любых углах атаки. При $\alpha=7.5^\circ$ коэффициент аэродинамического качества для всех крыльев достигает максимального значения. Значение аэродинамического качества K уменьшается в следующем порядке: $A0sp1.2 > B0.25 > A0.25 > A0.5 > Mix0.5 > L0.25 > L0.5 \gg B0.5$. Обращает на себя внимание тот факт, что для крыла $B0.5$ K значительно меньше, чем для других крыльев, а интенсивность вихрей, сходящих с концевой части крыла значительно больше.

Коэффициент аэродинамического качества для крыла $Mix0.5$, которое фактически объединяет в себе формы $L0.25$ и $B0.25$ становится лучше, чем у варианта $L0.25$. Это означает, что добавление формы $B0.25$ влияет на аэродинамическое качество крыла. То есть крыло с поплавком в виде пластины на краю лучше выполнять с отклонением.

При большом угле атаки появляются вихри. Чем больше углы атаки, тем ближе к носовой части крыла появляются вихри. Влияние консолей оперения дает сложную картину течения, сложную схему вихрей в области оперения.

Если необходимо приблизить коэффициент аэродинамического качества к коэффициенту качества прямого крыла, то нужно понизить коэффициент лобового сопротивления. Затем нужно уменьшить толщину крыла и выбрать такую форму крыла, при котором отклоненная часть имеет стреловидность.

Известно, что отклонение крыла дает повышенную подъемную силу при приближении к поверхности земли. В дальнейшем планируются исследования по влиянию расстояния от поверхности земли на суммарные АДХ крыльев и летающей лодки.

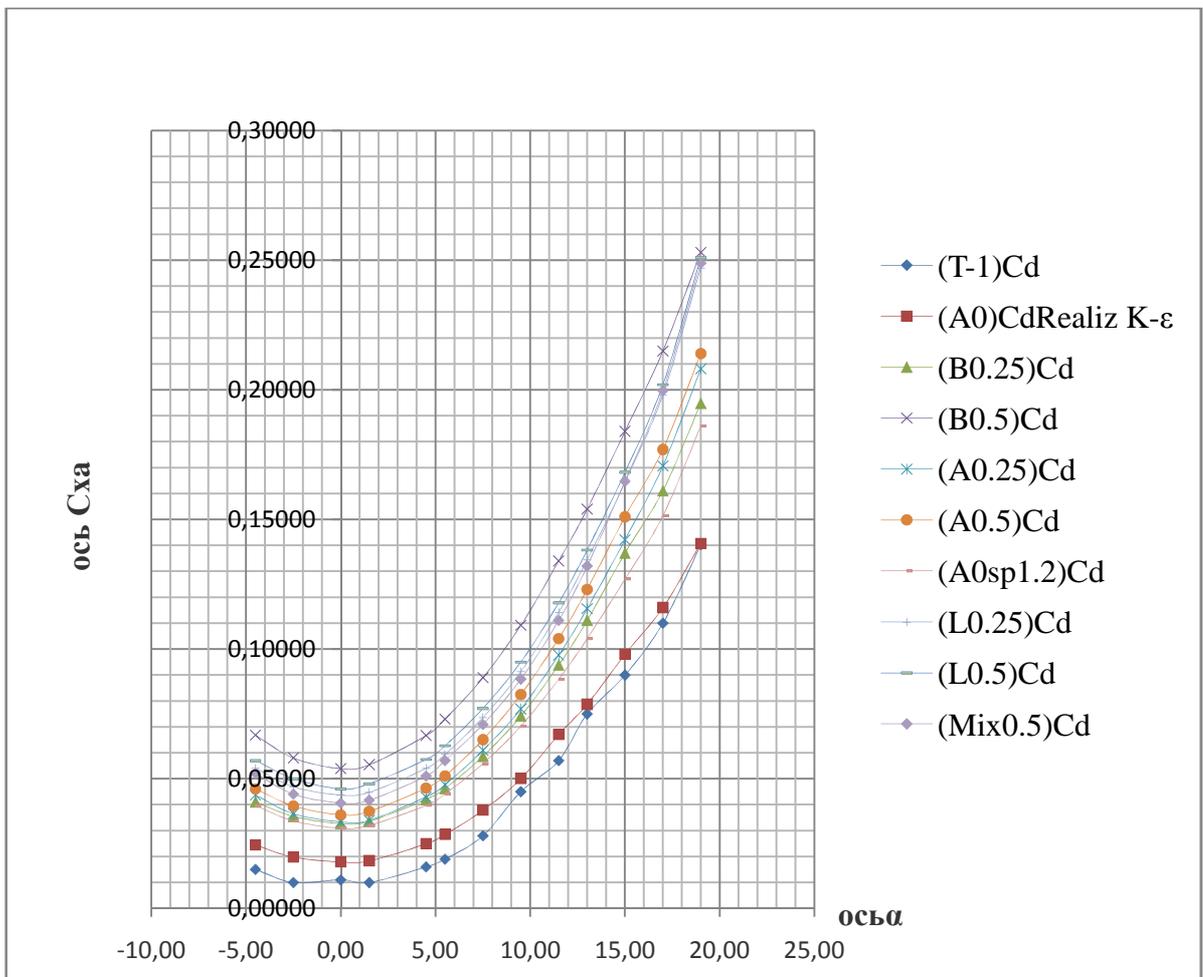


Рис.5. Зависимость коэффициента силы сопротивления от угла атаки.

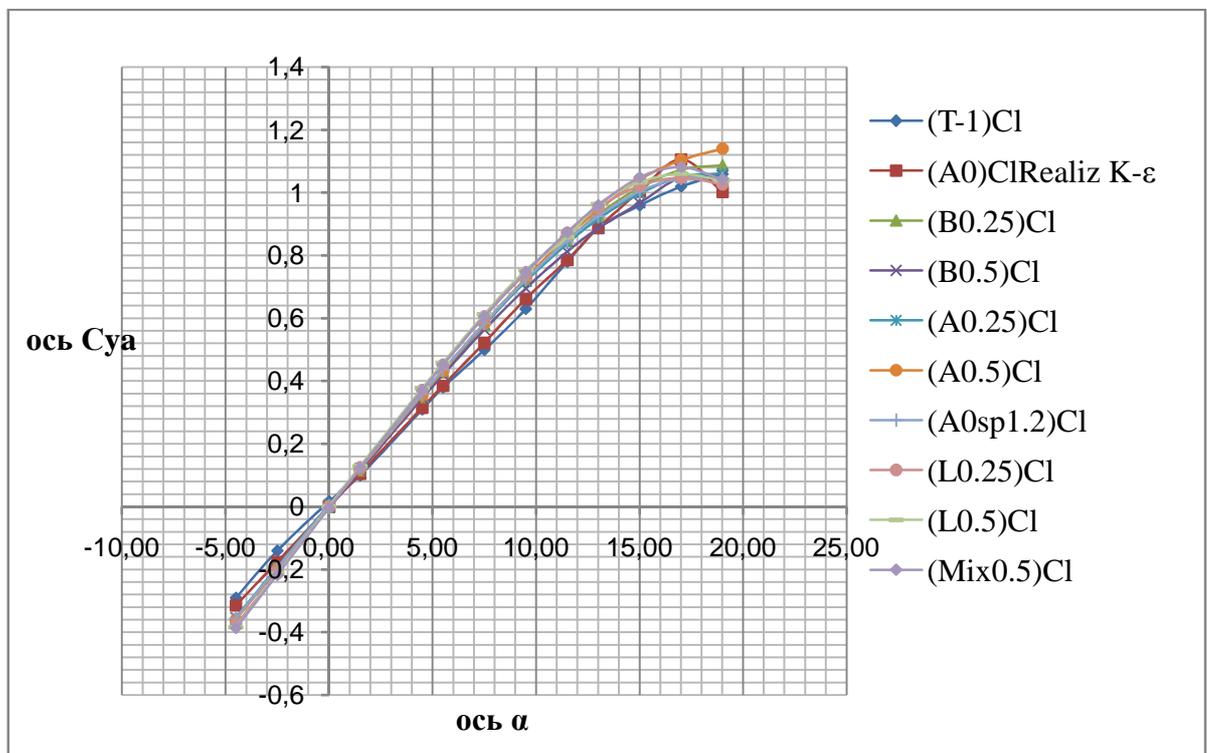


Рис.6. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки.

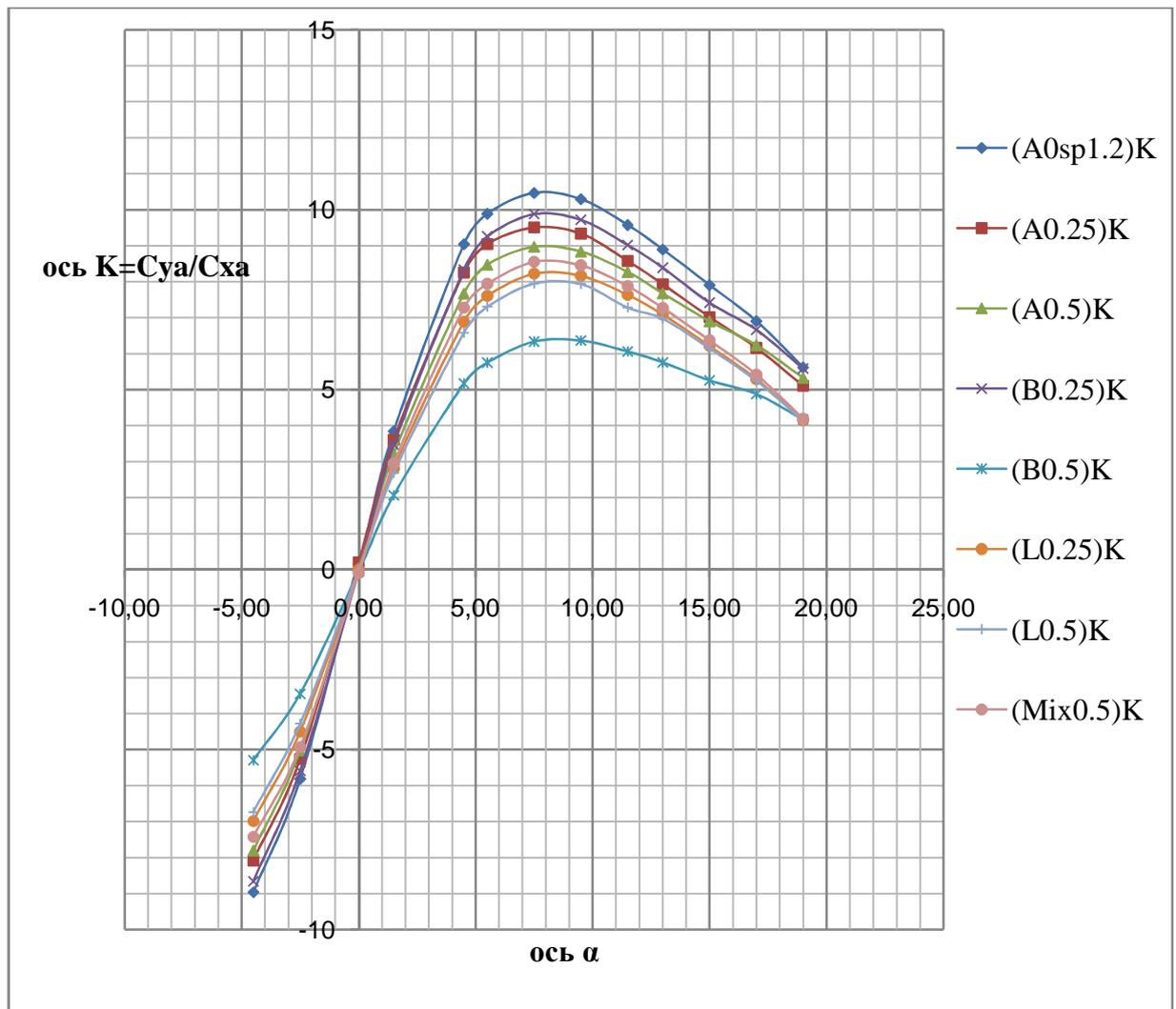


Рис.7. Зависимость коэффициента аэродинамического качества от угла атаки.

Мы можем наблюдать следующую картину: качество крыла с отклонением в целом хуже, чем качество прямого крыла, но при добавлении поплавок, все меняется наоборот, т.е. качество крыла с отклонением становится лучше, см. рис.7. У комбинированного крыла характеристика аэродинамического качества лучше на 8-9%.

Момент тангажа m_z необходимо учитывать при анализе продольной устойчивости крыльев. Из графиков (см. рис.8) видно, что самый маленький m_z у прямого крыла, а самый большой у комбинированного. Это вызывает необходимость увеличения у схемы с комбинированным крылом площади крыла или оперения или расстояния от крыла до оперения.

Также были рассчитаны значения коэффициентов моментов m_x и m_y целого крыла при скольжении ($\beta=5^\circ, 10^\circ$) и при нулевом угле атаки для комбинированного крыла (Mix) и крыла с поплавками (L 0.5).

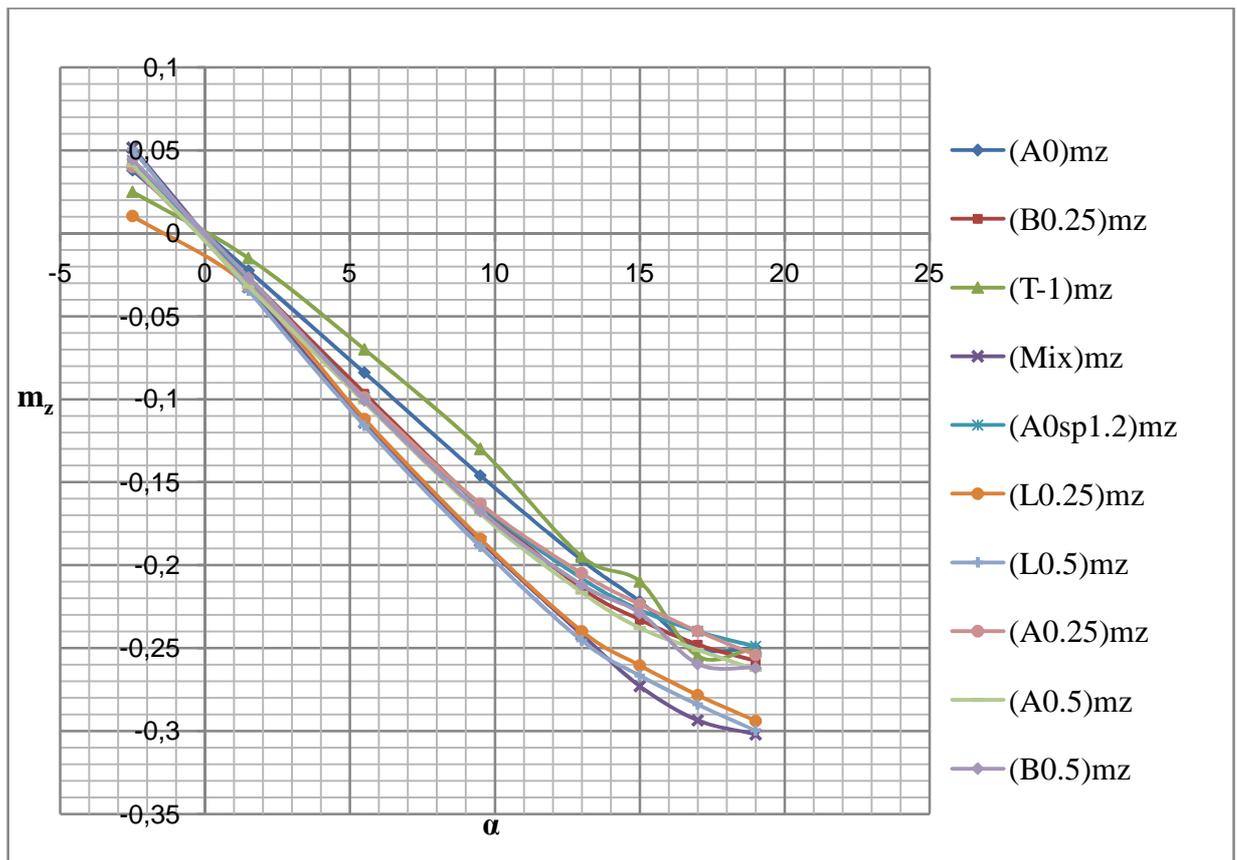


Рис.8. Производный момента m_z при углах атаки $\alpha = -4.5^0 \dots 19^0$.

В четвертой главе на основе наблюдений за типичной формой в плане крыльев у птиц и анализа возможного положительного влияния вихрей на аэродинамику крыла предложено использование треугольного выступа для крыльев современных гидросамолетов.

Выполнена серия численных расчетов по определению суммарных аэродинамических коэффициентов и моделированию картины течения в окрестности крыла. Подтверждено положительное влияние треугольных выступов на аэродинамику крыла гидросамолета.

В работе исследовались крылья нескольких модификаций, приведенные на рис.9.

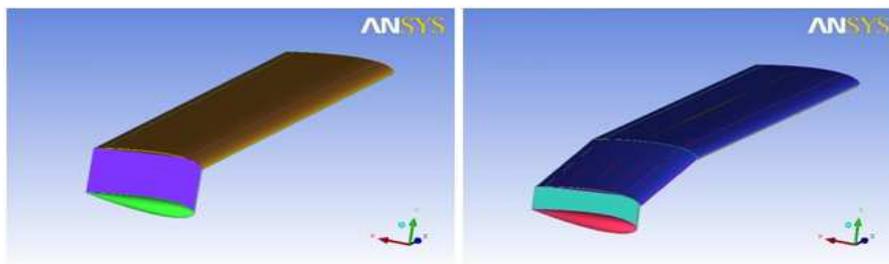


Рис.9. Крыло L0.5 и Mix0.5.

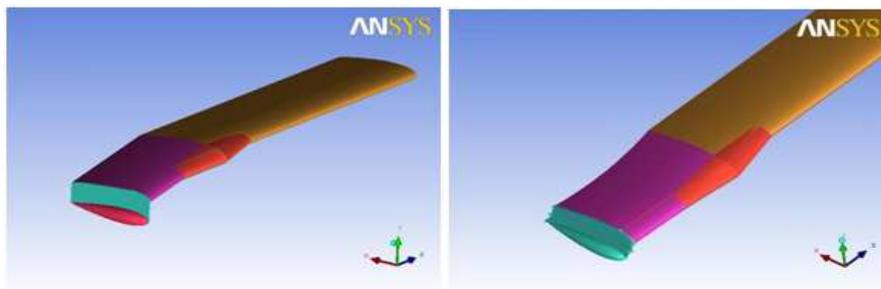


Рис.10. Крыло Mix0.5 с треугольным выступом (Modif1T0.5) и (Modif2ST0.5).

На рис.11. показаны графики зависимости коэффициента лобового сопротивления от угла атаки. Путем добавления треугольного выступа к двум типам крыльев (Modif2ST0.5) и (Modif1T0.5) удалось значительно снизить их лобовое сопротивление. При этом в этих двух случаях сопротивление становится меньше, чем у прямого крыла, несмотря на наличие поплавков, которые отрицательно влияют на сопротивление. Начиная с углов атаки $\alpha = 15^\circ$ сопротивление для крыльев (Modif2ST0.5) и (Modif1T0.5) начинает расти быстрее, чем в остальных рассматриваемых случаях. Худшие показатели у крыльев (L0.5) и (Mix0.5), что также объясняется наличием дополнительного сопротивления из-за поплавков. Наличие выступа помогает уменьшить влияние поплавков.

На рис.12 показаны графики зависимости подъемной силы от угла атаки. Здесь мы видим, что график производной подъемной силы по углу атаки в случае модифицированных крыльев немного круче, чем в остальных случаях. Максимального значения достигает крыло (Modif1T0.5). Из-за влияния стреловидности крыло (Modif2ST0.5) на больших углах атаки несколько теряет подъемную силу. Крылья (L0.5) и (Mix0.5) в принципе подходят для применения на гидросамолетах, но проигрывают модифицированным крыльям в сопротивлении.

Из графиков, представленных на рис.13 видно, что аэродинамическое качество модифицированных крыльев (Modif2ST0.5) и (Modif1T0.5) превышает качество прямого крыла на 60-70%.

На рис.14 показаны графики зависимости момента тангажа от угла атаки. Здесь мы видим, у крыльев крыла (Mix0.5), (Modif2ST0.5) и (Modif1T0.5) график уменьшается с увеличением угла атаки по круче, чем у прямого крыла.

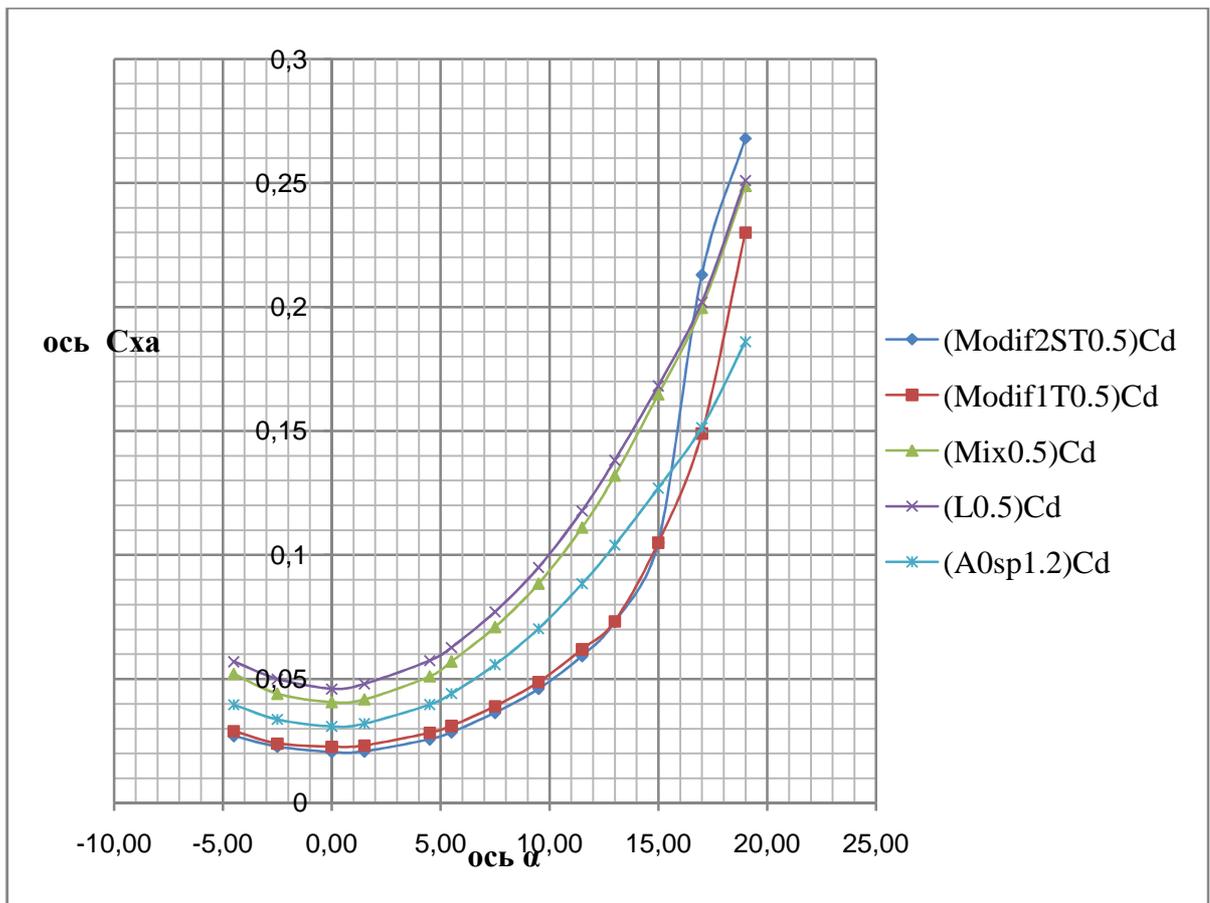


Рис.11. Коэффициент лобового сопротивления.

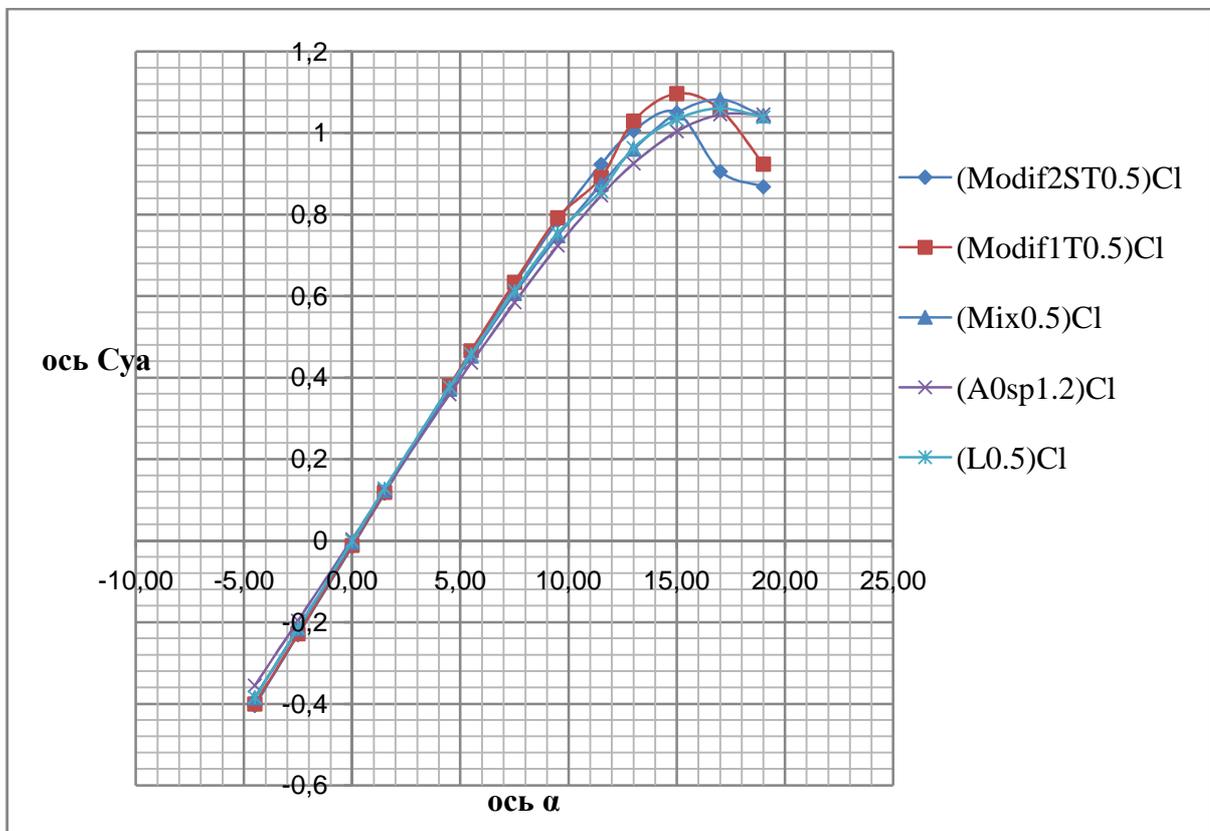


Рис.12. Коэффициент подъемной силы.

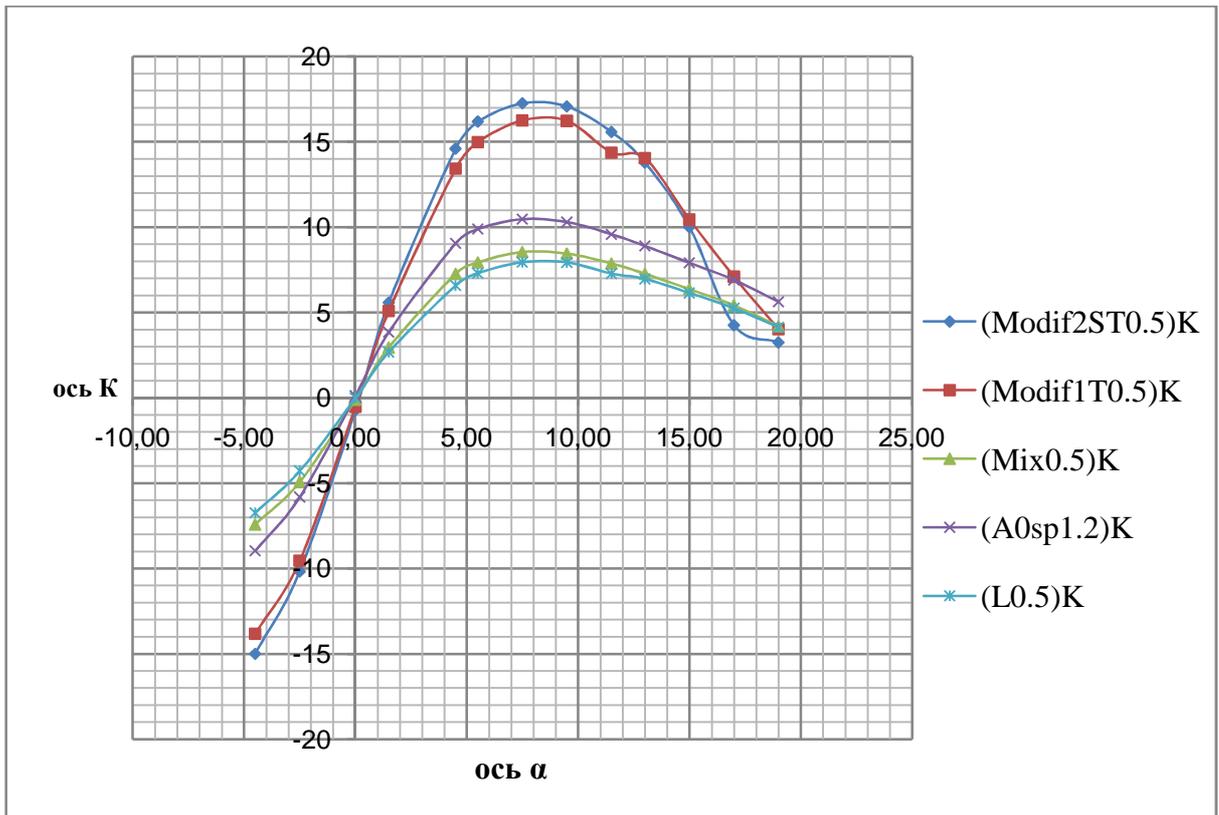


Рис.13. Аэродинамическое качество.

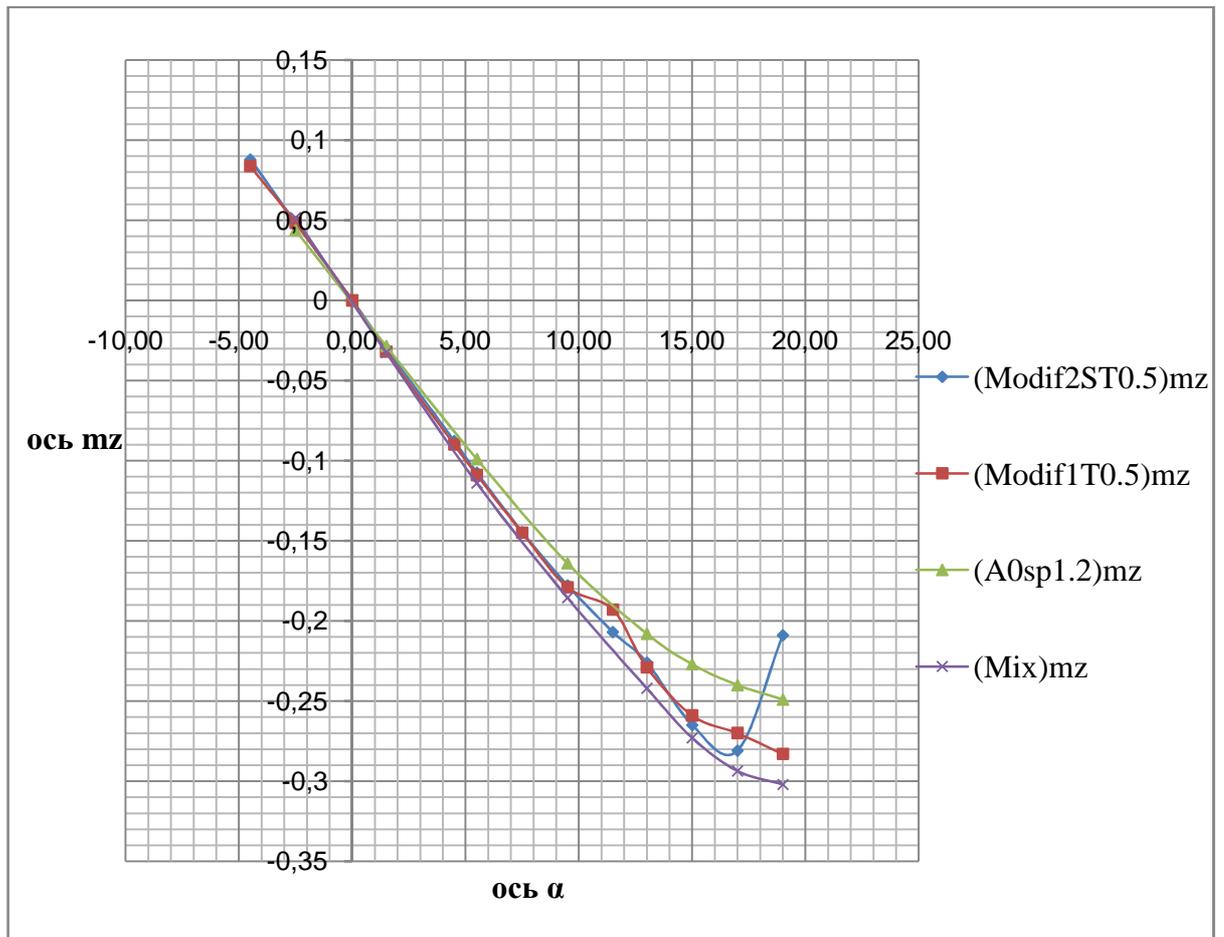


Рис.14. Коэффициент момента тангажа.

Таким образом можно прийти к выводу о том, что добавление треугольного выступа к крылу улучшает практически все характеристики гидросамолета и поэтому такая оригинальная конструкция является допустимой для легких дозвуковых аппаратов.

В пятой главе приведены результаты по исследованию аэродинамики крыла гидросамолета с треугольным выступом при разных углах его наклона. Выполнен анализ распределения циркуляции скорости вдоль размаха крыла с треугольным выступом при различных его положениях относительно набегающего потока и различных углах отклонения выступа.

Увеличение радиуса носка профиля в передней кромке до некоторого предела увеличивает:

- Максимальное значение аэродинамического качества K_{\max} ;
- Коэффициенты C_{ya} на углах атаки, превышающих критический.

Известно, что острая передняя кромка обычно приводит к резкому падению C_{ya} в области закритических углов атаки.

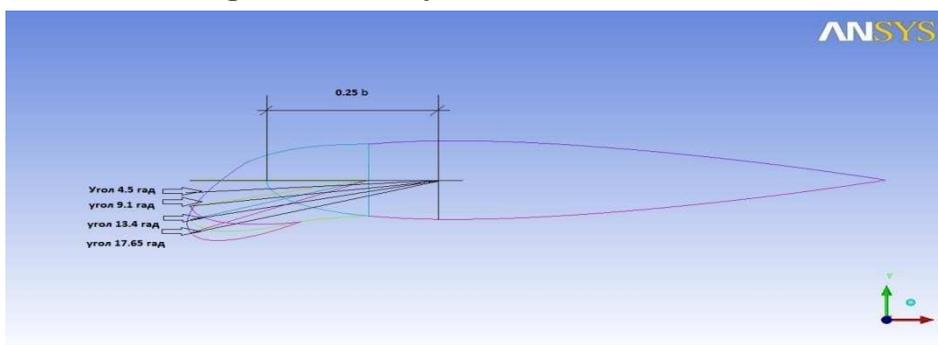


Рис.15. Профиль крыла при разных четырёх углах наклона выступа:

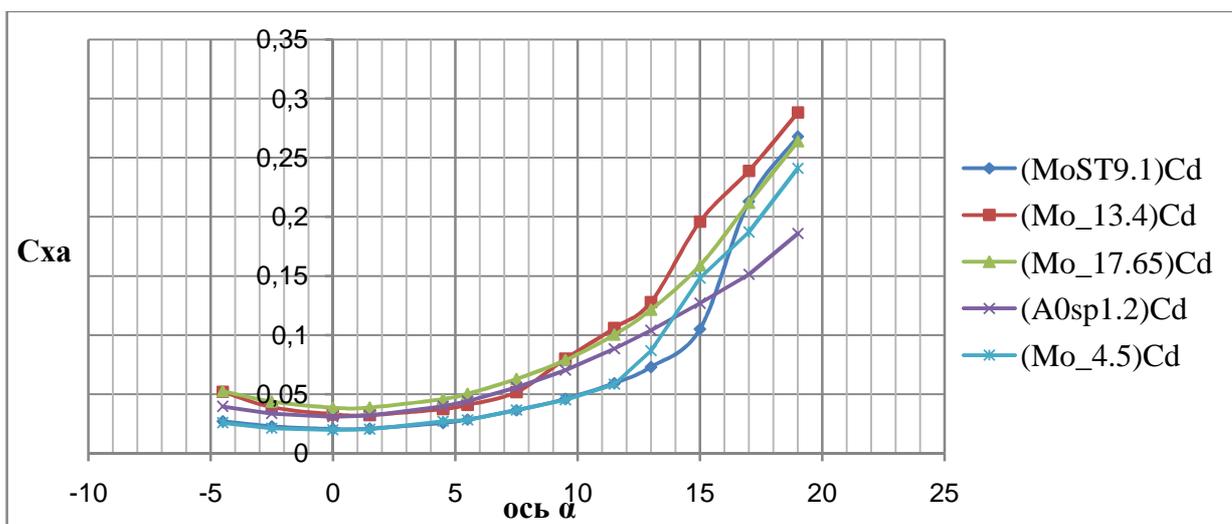


Рис.16. АДХ C_{xa} от α при четырёх разных углах наклона выступа:

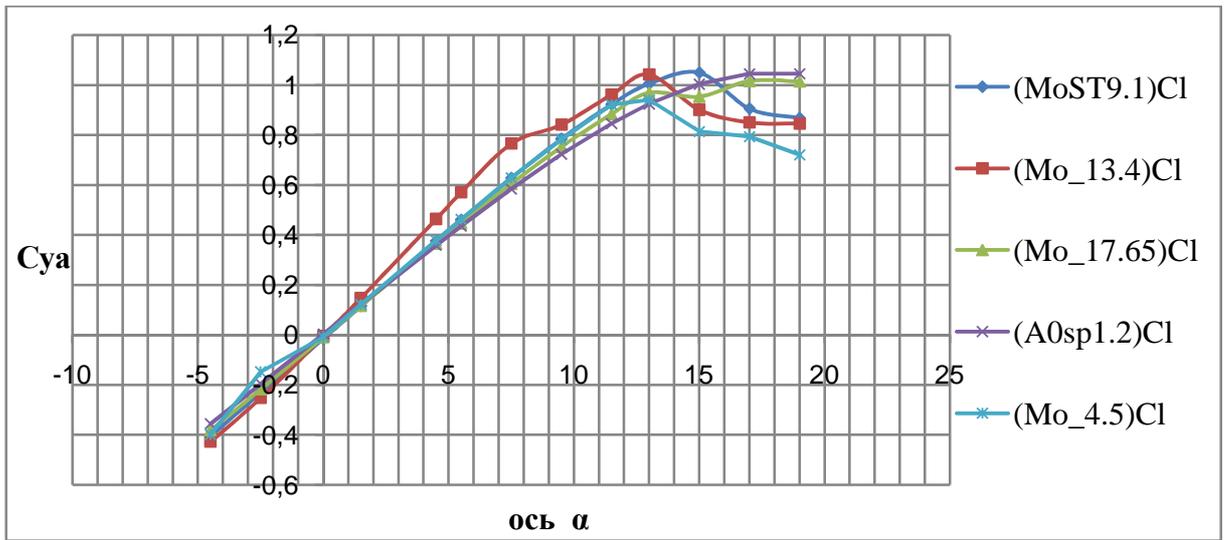


Рис.17. АДХ C_{ya} от α при четырёх разных углах наклона выступа:

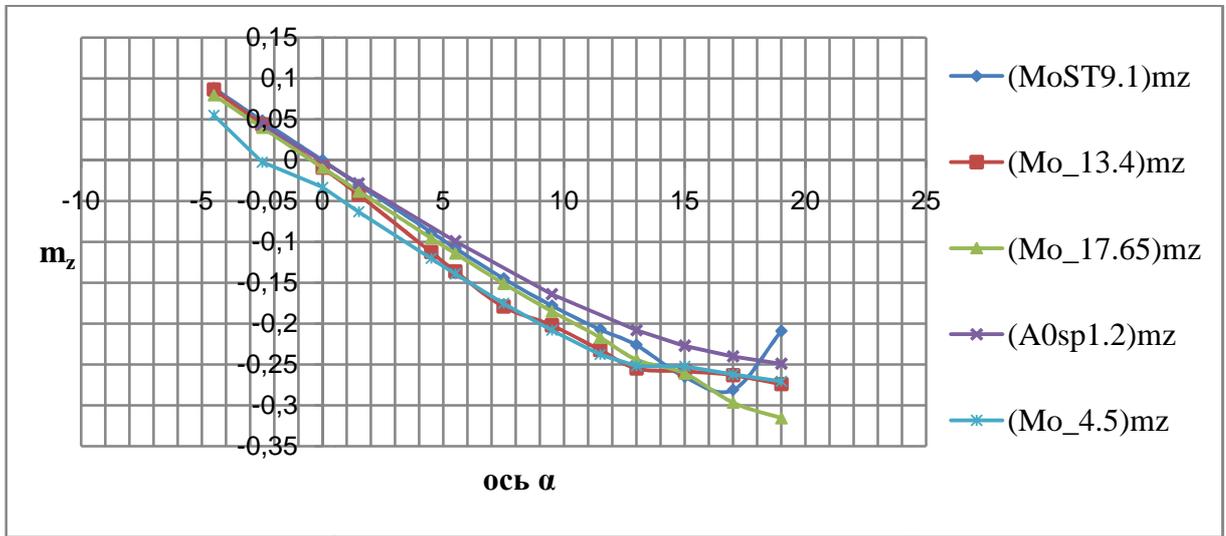


Рис.18. АДХ m_z от α при четырёх разных углах наклона выступа:

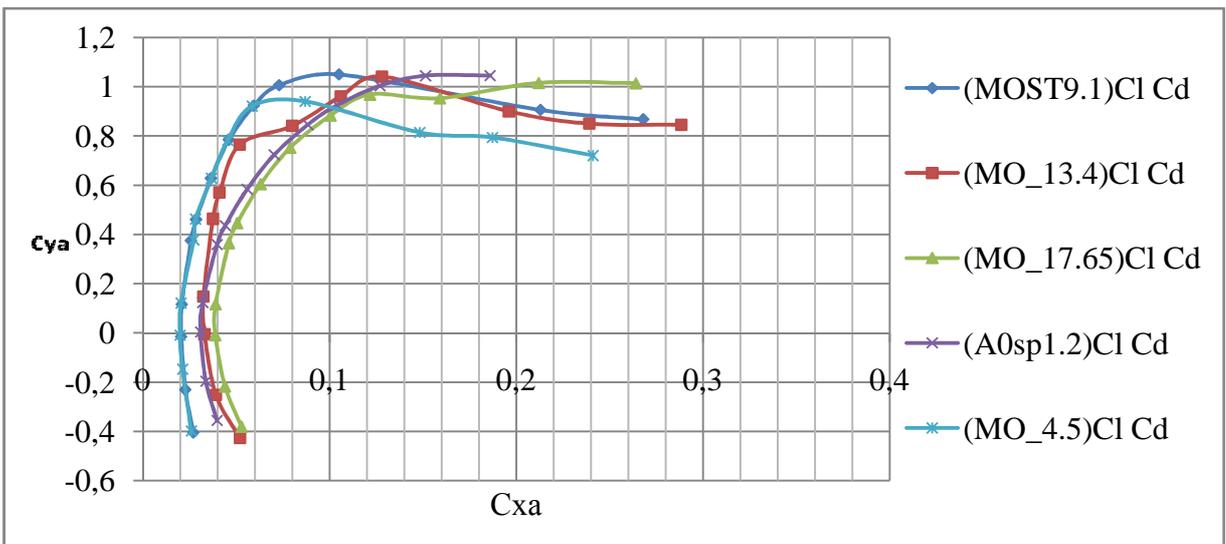


Рис.19. АДХ C_{ya} от C_{xa} при четырёх разных углах наклона выступа:

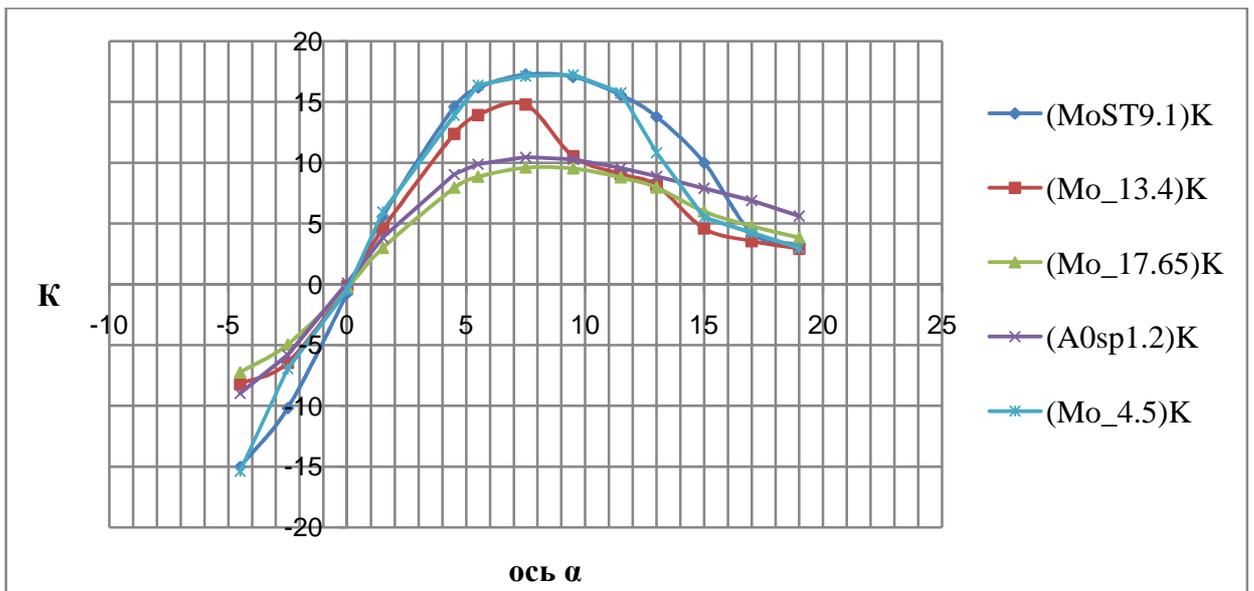


Рис.20. АДХ К от α при трёх разных углах наклона выступа:

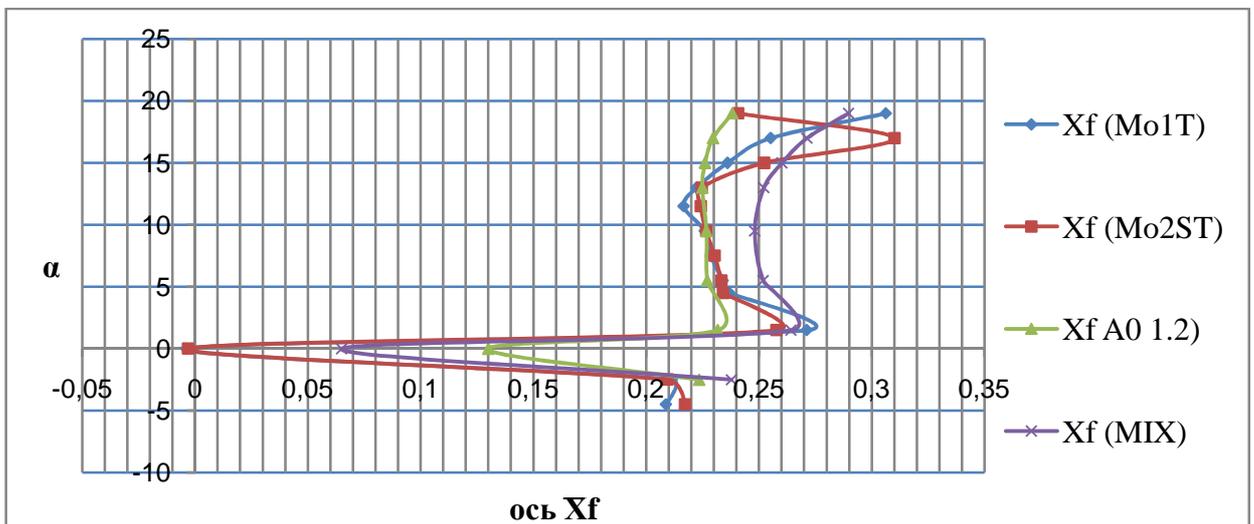


Рис.21. α от \bar{x}_F для двух компоновок.

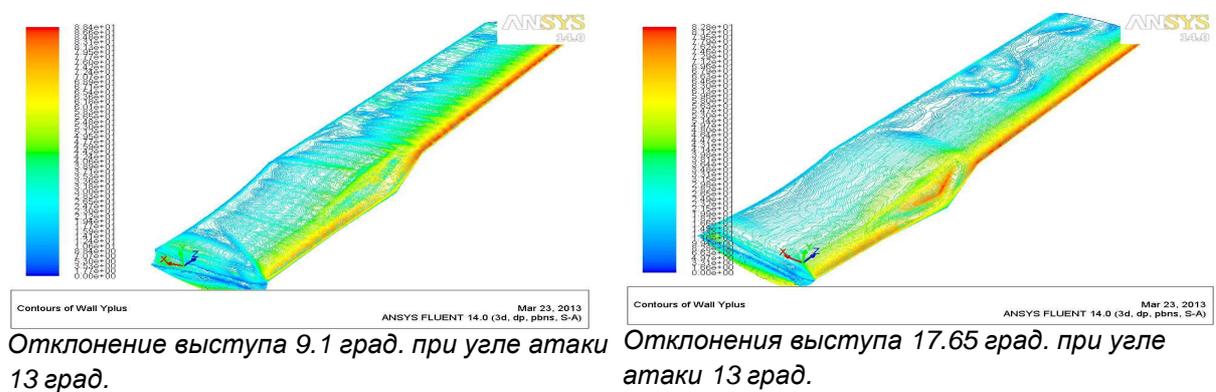


Рис.22. Вид турбулентности для крыла с треугольным выступом 9° и 17° с углом атаки 13° .

В работе был выполнен анализ распределения циркуляции скорости вдоль размаха крыла при различных углах атаки. В основе анализа лежит теорема Жуковского о подъёмной силе тела, обтекаемого плоскопараллельным потоком идеальной жидкости или газа.

$$\Gamma = \int \bar{v} d\bar{s} , \quad (5.1)$$

$$Y_a = \rho V_\infty \Gamma \Delta z , \quad (5.2)$$

$$\text{откуда} \rightarrow \Delta Y_a \approx P \Delta S \rightarrow (P_u - P_b) \Delta S \approx C_p = \frac{(P - P_\infty)}{q_\infty} , \text{ тогда} \quad (5.3)$$

$$C_{ya} \approx \frac{1}{c} \int_0^1 (c_{pex} - c_{pni}) dx \approx \frac{1}{c} [\sum c_{pex} - \sum c_{pni}] \Delta x , \quad (5.4)$$

$$C_{ya} = \frac{Y_a}{q_\infty S} = \rho V_\infty \Gamma \Delta z \Rightarrow \Gamma \approx \frac{C_{ya}}{2} \cdot b \approx \frac{\sum C_p \Delta x}{2} . \quad (5.5)$$

Γ - циркуляция скорости; \bar{v} - скорость набегающего потока; q_∞ - скоростной напор набегающего потока; $d\bar{s}$ - элемент произвольного контура; Y_a - подъёмная сила; ρ - плотность; Δz - элемент длины вдоль размаха крыла; C_p - коэффициент давления; ΔS - элемент площади крыла; P - давление; Δx - шаг на поверхности крыла.

При расчете циркуляции скорости вокруг крыла профиль крыла на разбивался на сечения по закону $x = \frac{c}{2}(1 - \cos \tilde{x})$

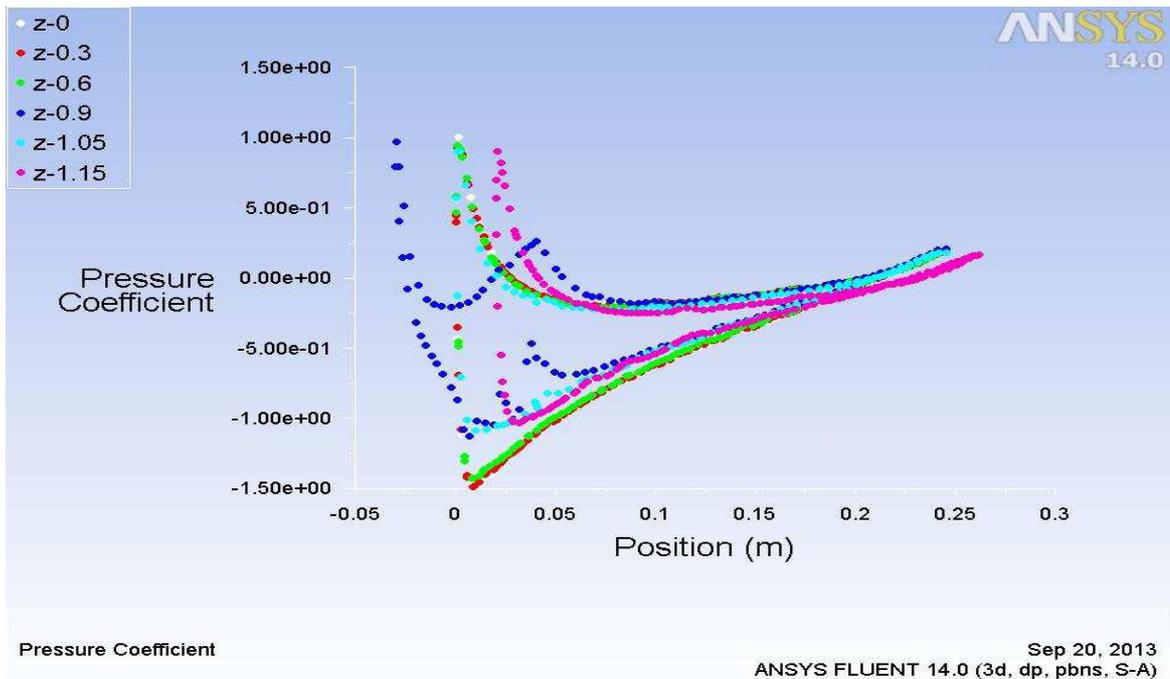


Рис.23. Коэффициент давления (C_p) на расстоянии $z=\text{mix}$

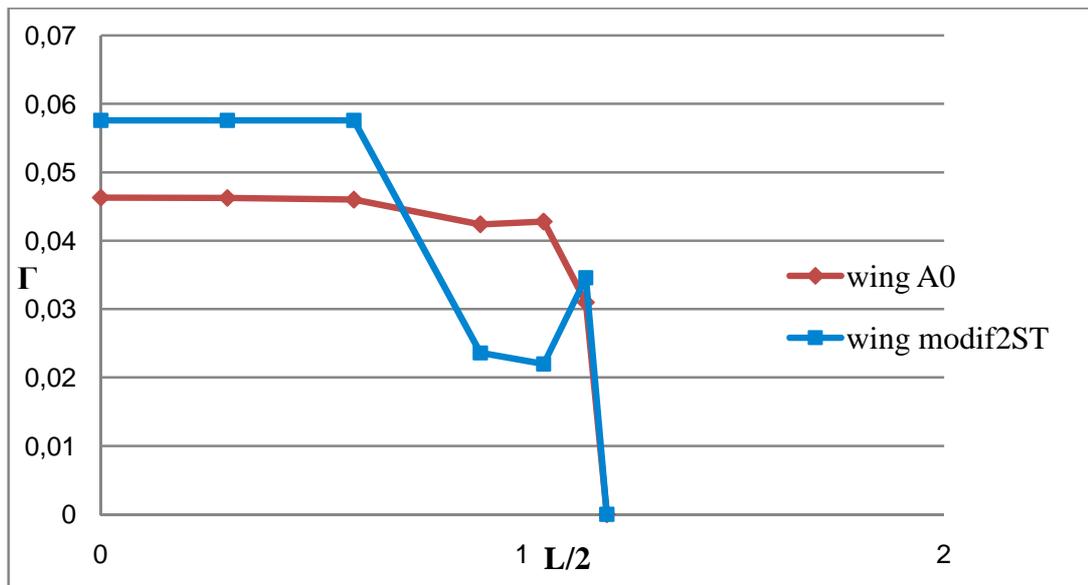


Рис.24. Циркуляция скорости по размаху крыла при угле атаки $\alpha=5.5^\circ$.

Известно, что добавление предкрылков в конструкцию крыла увеличивает рост подъемной силы с увеличением угла атаки, но при этом происходит потеря в качестве. В работе был найден выход для того, чтобы повысить качество, был использован треугольный выступ.

Из рис.16 видно, что чем больше угол наклона, тем больше сопротивление при невысоких углах атаки. Для угла наклона 4.5° до угла атаки 11.5° график проходит также как график для угла наклона 9.1° , после этого значения резко увеличивается коэффициент лобового сопротивления. Для угла наклона 13.4° после угла атаки в 10° заметно резкое увеличение сопротивления, а при угле наклона выступа в 17.65° сопротивление растет не резко, а постепенно. При угле наклона в 9.1° происходит самое медленное увеличение сопротивления. Это объясняется тем, что при наклоне 17.65° отрыв потока происходит медленнее, это обуславливается тем, что в данном случае форма крыла не препятствует обтекаемому потоку. Оптимальная форма крыла получается при угле наклона выступа 9.1° .

Из рис.17 видно, что производные подъемной силы по α при угле наклона 13.4° наибольшая.

Из рис.20, на котором показаны графики качества можно видеть, что при угле наклона 4.5° качество до значений 11.5 значение качества такое же, как при угле наклона выступа в 9.1, а при больших углах атаки качество резко ухудшается. При угле наклона 9.1° наибольшее качество, а при угле наклона 13.4° после угла атаки 7.5° качество резко ухудшается, так как быстро растет сопротивление.

Из рис.21 видно, что расстояние от носа крыла до центра давления в зависимости от угла атаки практически одинакова для всех видов крыльев, кроме крыла Mix. Для него это расстояние сдвинуто назад.

На рис. 24 видно, что у крыла с треугольным выступом циркуляция ниже на участке где находится выступ, это значит, что здесь будет меньше сопротивление – так называемое индуктивное сопротивление. Если рассматривать участок крыла от выступа по направлению к фюзеляжу, то видно, что в этом месте циркуляция выше, чем у прямого крыла. Еще можно видеть, что ближе к краю наблюдается скачок циркуляции. Это объясняется тем, что поплавок на краю увеличивает подъемную силу. Такое распределение сил является удачным в плане прочности конструкции.

В шестой главе исследовано влияние формы соединения крыло-корпус летающей лодки на суммарные аэродинамические характеристики компоновки корпус-фюзеляж. Исследуемые виды компоновки представлены на рис.25.

Мы сравниваем характеристики крыла без обтекателя и нижнего обтекателя вогнутой формы.

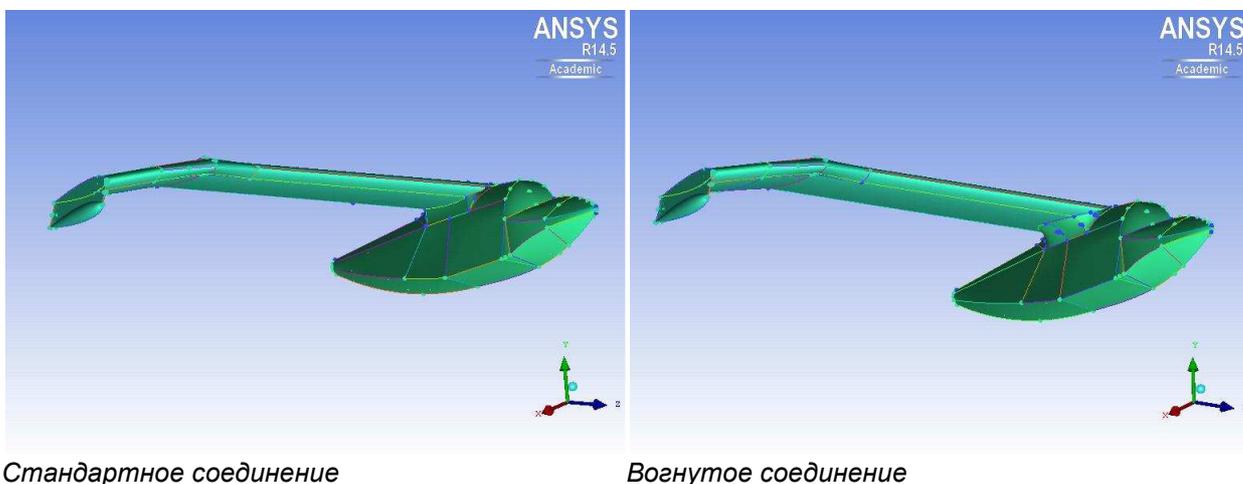
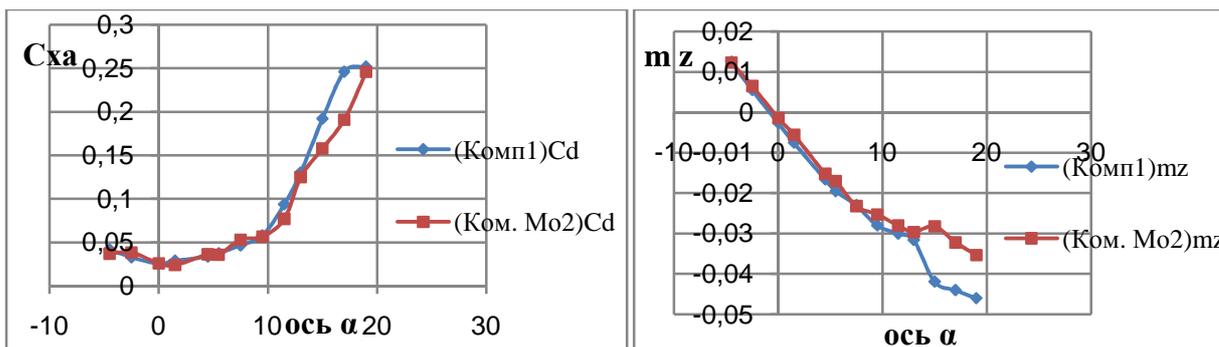


Рис.25. Компоновка различных видов соединения крыла и корпуса.



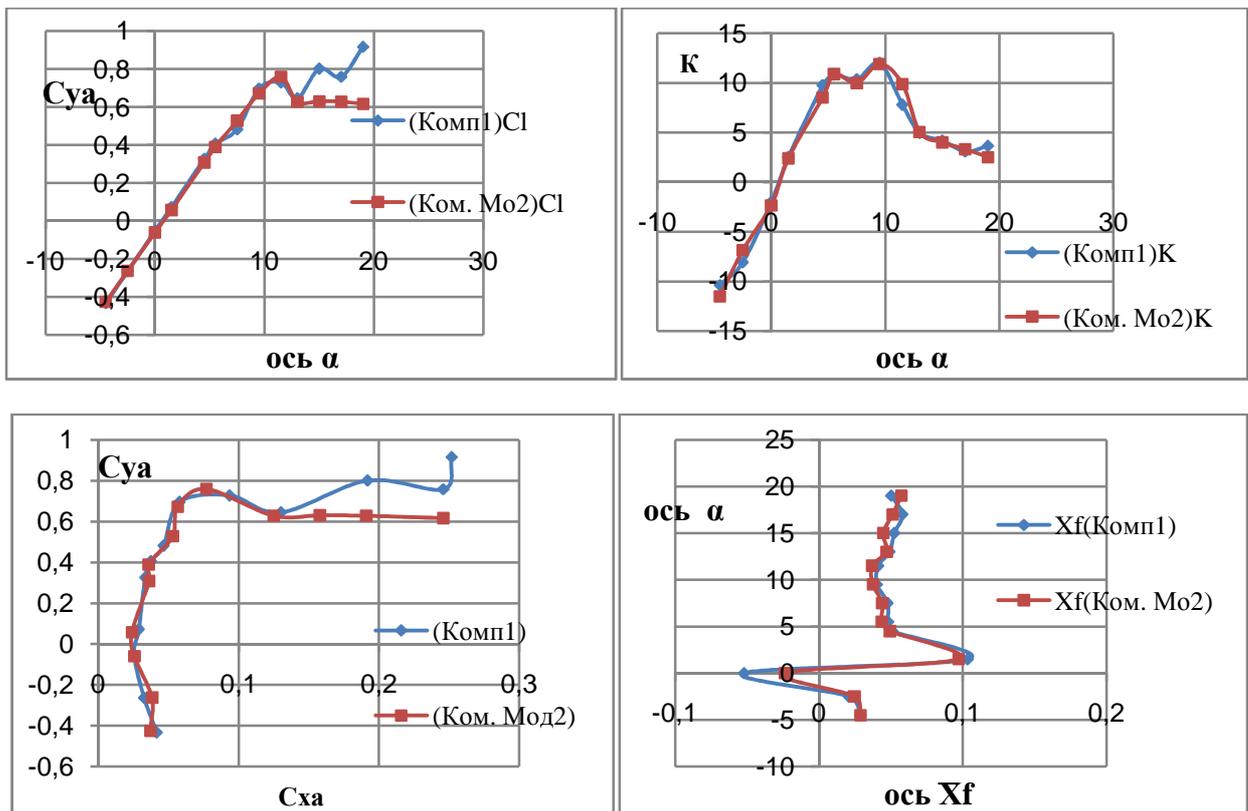


Рис.26. АДХ для двух компоновок.

Из рис.26 видно, что у схемы со стандартным соединением подъемная сила при углах атаки > 11.5 больше чем у схемы с вогнутым соединением. Это связано с тем, что скорость обтекающего потока под крылом по продольной оси меньше, чем в схеме с вогнутым соединением, а значит давление в данном случае будет больше.

У компоновки с вогнутым соединением коэффициент момента тангажа меньше, чем у компоновки со стандартным соединением. Таким образом схема с вогнутым соединением наибольшим образом подходит для проектирования ЛА. Также эта схема дает хороший запас прочности.

Схему с вогнутым соединением облегчает управление самолета, если в обеих схемах ГО имеет одинаковые АДХ.

В седьмой главе описано изготовление продувочной модели крыла по результатам выполненной работы для экспериментального подтверждения полученных результатов.

В заключении сформулированы основные результаты диссертационной работы. В данной работе стояла задача увеличения качества АДХ крыла гидросамолета с крылом симметричного профиля NASA 00175. Данная задача решалась поэтапно. Основные научные и практические результаты работы состоят в следующем:

1. Был выполнен анализ сеточной сходимости и выбрана наиболее согласующаяся с данными тестового эксперимента Realizable k - ϵ модель турбулентности.

2. Схема гидросамолета с поплавком на конце крыла дает большую устойчивость в начале разбега. Однако добавление поплавка значительно ухудшает аэродинамическое качество крыла. Чем больше длина поплавок, тем ниже качество. Поэтому была придумана схема крыла, при которой часть крыла сгибается под некоторым углом к воде. Такая схема крыла называется в работе комбинированной. Результаты расчетов показали, что комбинированное крыло имеет наилучшее аэродинамическое качество из всех исследуемых вариантов с поплавком.

3. Проводилось наблюдение за формой птичьего крыла, и было принято решение изучить влияние треугольного выступа, похожего на выступающую часть крыла птицы в полете. Этот выступ был добавлен к комбинированному крылу в месте сгиба. Проведенные расчеты на CFD показали улучшение качества крыла на 60-70% по сравнению с прямым крылом. Если сравнивать прямое крыло с выступом и стреловидное с выступом, выясняется, что у прямого крыла пик графика коэффициента подъемной сила возникает при большом угле атаки. Но стреловидное крыло в выступом обладает более высоким качеством.

4. Было изучено влияние наклона треугольного выступа на АДХ. Результаты расчетов подтвердили улучшение качества при значении угла наклона 9° при угле атаки $5,5^\circ$. У крыла с треугольным выступом циркуляция ниже на участке где находится выступ, это значит, что здесь будет меньше сопротивление. Если рассматривать участок крыла от выступа по направлению к фюзеляжу, то видно, что в этом месте циркуляция выше, чем у прямого крыла. Еще можно видеть, что ближе к краю наблюдается скачок циркуляции. Это объясняется тем, что поплавок на краю увеличивает подъемную силу. Такое распределение сил является удачным в плане прочности конструкции.

5. Были получены результаты исследования двух видов соединения крыла с фюзеляжем. Для схемы высокоплан с плавно вогнутым соединением под крылом момент тангажа будет меньше, чем у стандартного соединения (это значит, что крыло перпендикулярно фюзеляжу в нижней его части). Практика показала, что меньший момент тангажа помогает выиграть в маневренности.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Сакорнсин Раттапол, Попов С.А. “Оптимизация аэродинамического облика крыла гидросамолета с поплавком на конце” // Электронный журнал “Труды МАИ”, 2012, №57, 30с.

2. Сакорнсин Раттапол, Попов С.А. “Улучшение аэродинамических характеристик комбинированного крыла путем добавления треугольного выступа” // Электронный журнал “Труды МАИ”, 2013, № 65, 29с.

3. Сакорнсин Раттапол, Попов С.А. “Оптимизация аэродинамического облика крыла гидросамолета с поплавком на конце” // Тезисы докладов московской молодежной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике - 2012» (Москва, МАИ, 17 – 20 апреля 2012 г.), с.27.

4. Сакорнсин Раттапол, Попов С.А. “Оптимизация комбинированного крыла путем добавления треугольного выступа” // Тезисы докладов 11-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика-2012» (Москва, МАИ, 13 – 15 ноября 2012 г.), с.49-50.

5. Сакорнсин Раттапол, Попов С.А. “Исследование крыла с выступом при разных углах отклонения выступов и различных компоновках крыла гидросамолета в местах соединения” // Тезисы докладов московской молодежной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике - 2013» (Москва, МАИ, 16 – 18 апреля 2013 г.), с.76.

6. Сакорнсин Раттапол, Попов С.А. “Проектирование крыльев гидросамолета на основе CFD” (на тайском) // Сборник докладов международной конференции NGRC29 (Бангкок, 24 – 25 октября 2013 г.), Публикация №260, 10с.