

УДК 629.735.35+533.6.04

Аэродинамические характеристики крыла с выступом при разных углах отклонения выступов и различных компоновках крыла гидросамолета в местах соединения

Сакорнсин Р.

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993,

Россия

e-mail: rattapols@hotmail.com

Аннотация

Проведено исследование крыла с выступом при разных углах отклонения выступов. В результате наблюдений за формами крыльев птиц и анализа положительного влияния на аэродинамику крыла вихрей было решено использовать треугольный выступ для крыльев современных гидросамолетов. При этом наблюдается повышение качества крыла. Был проведен анализ циркуляции скорости по контуру крыла с треугольным выступом при различных положениях крыла.

В компоновке крыла гидросамолета форма соединения крыла с фюзеляжем влияет на аэродинамические характеристики летательного аппарата (ЛА). Мы проектируем два вида соединения к летающей лодке с традиционно высоким планом, с поплавками на крыле, и рассматриваем аэродинамические характеристики и его фокус без ГО.

Ключевые слова: гидросамолет, крыло птицы, треугольный выступ, осредненные по Рейнольдсу, уравнения Навье-Стокса, модели турбулентности, аэродинамические коэффициенты

ВВЕДЕНИЕ

Влияние треугольного выступа при разных углах отклонения выступов на аэродинамические характеристики

С помощью программного обеспечения для вычислительной гидродинамики ANSYS Fluent 14,5 (номер лицензии 670351) и ряда численных расчетов для определения общих аэродинамических коэффициентов и моделирования потока в непосредственной близости от крыла подтверждено положительное влияние на аэродинамику треугольных выступов на крыло гидросамолета

Треугольные выступы при разных углах отклонения похожи на предкрылки, при этом аэродинамические характеристики фиксированных предкрылков по всему размаху имеют некоторые особенности. Поэтому необходимо было разработать крыло с высоким коэффициентом подъемной силы.

Наличие треугольного выступа обеспечивает обтекание крыла без срыва потока на больших углах атаки, а значит, более высокое значение максимальной подъемной силы. Срыв потока с крыла происходит при наибольшем коэффициенте подъемной силы аэродинамического профиля, когда воздушный поток не может больше плавно обтекать профиль (переднюю кромку) и срывается с верхней поверхности крыла. Для того чтобы затянуть срыв потока до больших углов атаки, многие самолеты оснащаются закрылками (по задней кромке крыла), и предкрылками (на передней кромке крыла), чтобы уменьшить скорость начала срыва. Следующая диаграмма иллюстрирует использование закрылков и отклоняемых предкрылков для увеличения коэффициента подъемной силы крыла[25].

Отклоняемые предкрылки затягивают срыв потока до около 30 градусов угла падения (угла атаки), всасывая значительное количество воздуха с нижней части, усиливая его в конусном проеме (эффект вентури) и сдувая быстро по касательной с верхней поверхности крыла через меньший проем. Таким образом, воздух «пульсирует» вокруг передней кромки, затягивая увеличение срыва потока до более высокого значения коэффициента подъемной силы. Недостаток использования отклоняемых предкрылков заключается в том, что поток воздуха, усиленный в проеме, потребляет больше мощности, что означает повышение сопротивления самолета. Так как большие коэффициенты

подъемной силы необходимы только при полетах на малом ходу (взлет, первоначальный набор высоты, окончательное приближение к земле и посадка), у конструктора есть соблазн использовать различные механизмы уборки предкрылков для уменьшения сопротивления в полете при повышенных скоростях[25].

Таким образом, коэффициент подъемной силы можно удвоить с помощью сравнительно простых устройств (закрылков и предкрылков), если использовать их по всему размаху крыла.

Вышесказанного можно достичь различными способами. Предкрылки можно установить на роликовые направляющие, чтобы при высоких углах атаки они автоматически выбрасывались потоком воздуха вокруг передней кромки, а на крейсерских скоростях (при сниженных углах атаки) они втягивались. Такое устройство достаточно простое, и имеет небольшой вес, но у него есть один недостаток: при порывах ветра возможна ситуация, при которой будет выпущен только один предкрылок, в то время как все остальные останутся на месте, что может стать потенциальной основной проблемой для пилота, который нуждается в полном количестве задействованных элеронов для поддержания выравнивания самолета[25].

Таким образом, наиболее безопасный способ заключается в подсоединении предкрылков правого и левого крыла, чтобы предотвратить несимметричное удлинение. Однако осуществить подобную установку трудно и более сложно. Эффективность, приобретенная системой, может быть очень важной для компенсации излишнего веса устройства (не упоминая затраты и сложность установки). Система удлинения предкрылков, контролируемая пилотом, является другим подходом, но имеет те же недостатки: вес и сложность установки[25].

В отличие от механизированных предкрылков, треугольный выступ, который играет роль фиксированных предкрылков позволяет получить более высокое качество и он не усложняет конструкцию и не увеличивает вес ЛА.

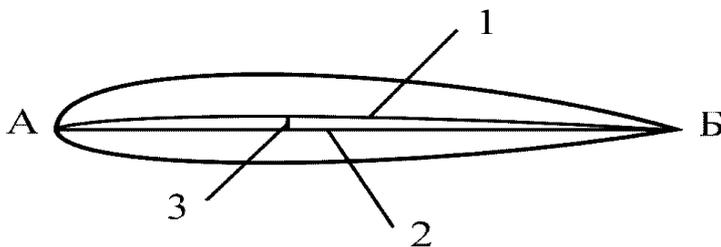
Мы исследовали характеристики крыла при трёх углах наклона выступа: 9.1° ; 13.4° и 17.65° . Мы считаем, что поверхность крыла плавно закруглена, поэтому выбранные углы не являются целыми числами.

Относительная вогнутость профиля

Если рассматривать профиль крыла с треугольным выступом мы видим, что в этом месте выступа он напоминает вогнутое крыло. При этом разные углы, меняя углы отклонения выступов, мы меняем степень кривизны крыла \bar{x}_f .

Это приводит к изменению следующих характеристик:[4]

- 1) Увеличивается коэффициент $C_{y\text{-max}}$;
- 2) Значительно увеличивается профильное сопротивление $C_{x\text{-max}}$;
- 3) Уменьшается аэродинамическое качество K_{max} ;
- 4) Увеличивается угол нулевой подъемной силы α_0 ;
- 5) Увеличивается C_{m0} , Поэтому для балансировки продольного момента самолета может потребоваться значительное отклонение руля высоты с соответствующим центра давления.
- 6) Увеличивается перемещение таким образом, чтобы в крейсерском полете профиль работал на C_y , близком к расчетному.



1 – средняя линия;

2 – хорда;

3 – кривизна абсолютная

Рис.1–Геометрические параметры профиля крыла:

Положение вогнутости профиля

Положение максимальной вогнутости средней линии профиля вдоль его хорды определяется относительной координатой \bar{x}_f , которая влияет на следующие аэродинамические характеристики профиля[4].

- 1) Наибольшее значение $C_{y\text{-max}}$ достигается при $\bar{x}_f=0,2\dots0,3$;

- 2) Наибольшее значение аэродинамического качества K_{\max} достигается при $\bar{x}_f=0,2\dots0,4$;
- 3) Наибольшее профильное сопротивление $C_{x \min}$ -при $\bar{x}_f=0,4$;
- 4) Наибольшее значение α_0 - при $\bar{x}_f=0,1$;
- 5) Наибольший C_{m0} -при $\bar{x}_f=0,1$;

Таким образом, смещение вперед точки максимальной вогнутости при средних значениях относительной толщины профиля способствует повышению $C_{y \max}$ и возникновению срыва по передней кромке. Более низкие значения $C_{y \max}$ и плавный срыв характерны при смещении максимальной вогнутости назад[4].

Профили крыла с положением максимальной кривизны вблизи передней кромки проявляют склонность к срыву потока резкой, потерей несущих свойств

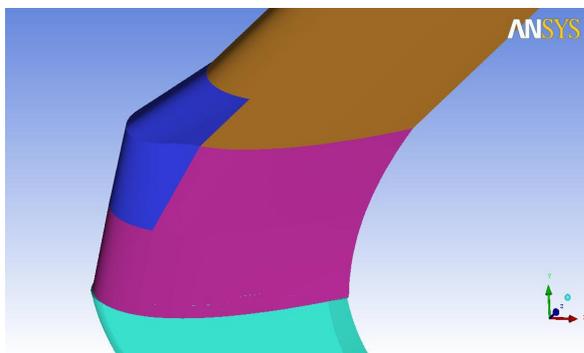
Форма носовой части профиля

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

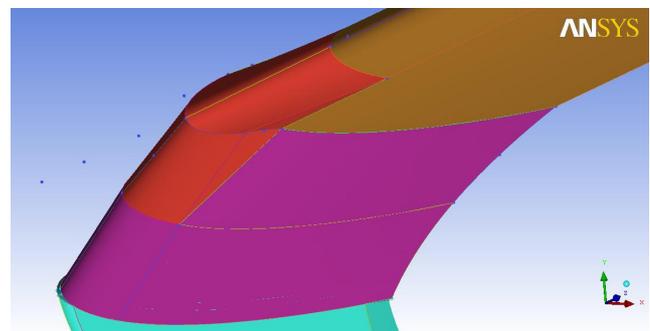
- Максимальное значение аэродинамического качества K_{\max} ;
- Коэффициенты C_y на углах атаки , превышающих критический.

Острая передняя кромка обычно приводит к резкому падению C_y позади критического угла[4,27].

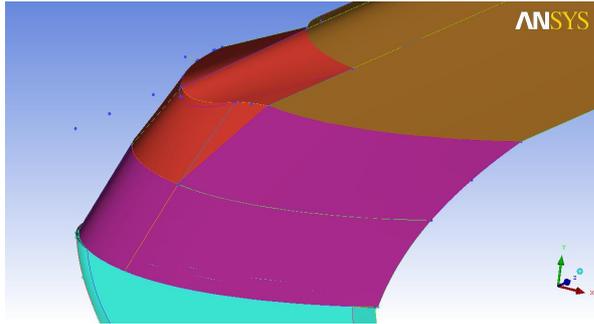
Образцы для CFD



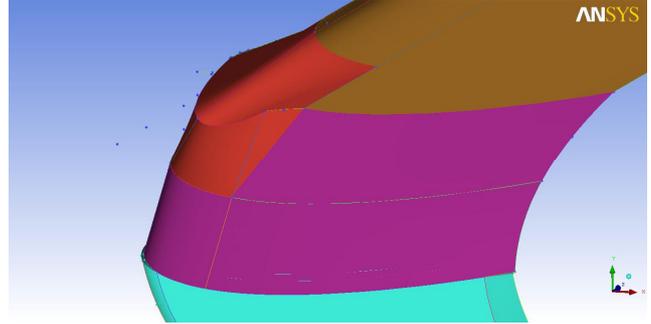
Отклонение выступа 4.5 град.



Отклонение выступа 9.1 град.



Отклонение выступа 13.4 град.



Отклонение выступа 17.65 град.

Рис.2–Вид крыла при разных четырех углах наклона выступа:

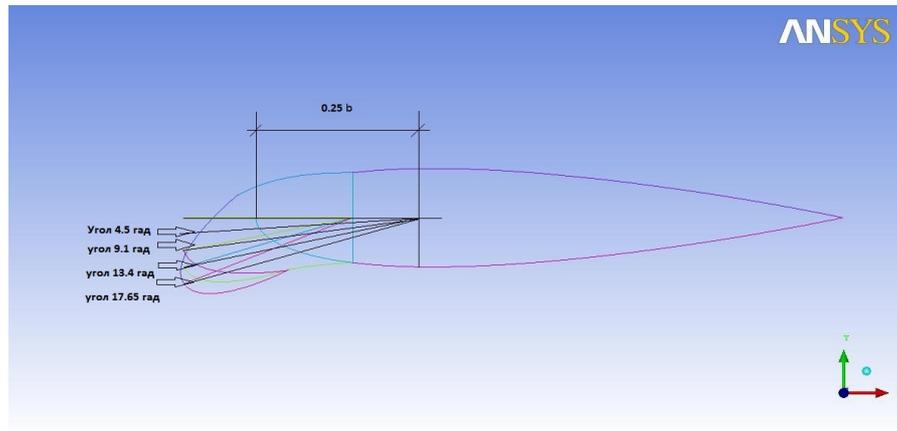


Рис.3–Профиля крыла при разных трёх углах наклона выступа:

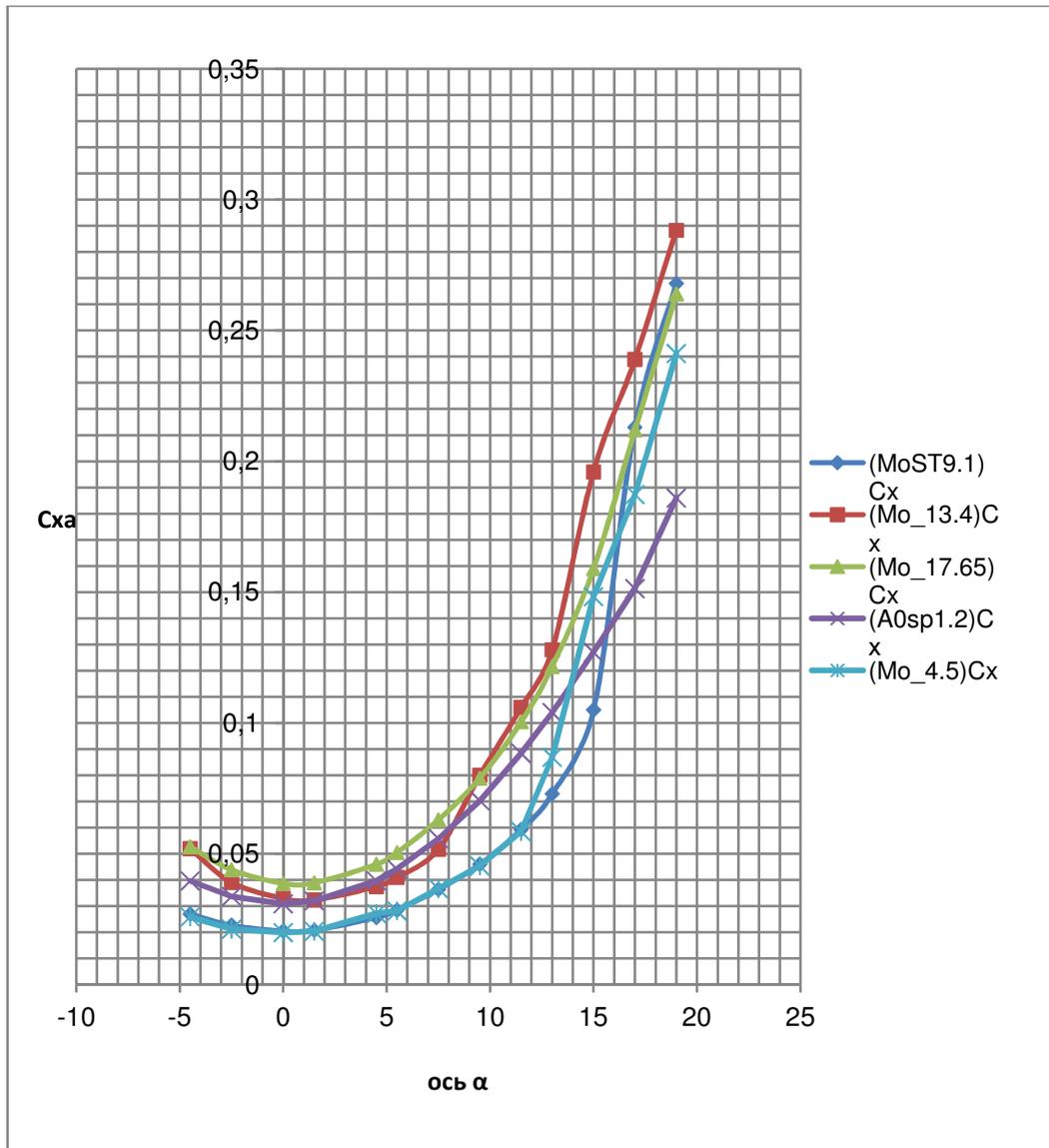


Рис.4–АДХ Сха от α при трёх разных углах наклона выступа:

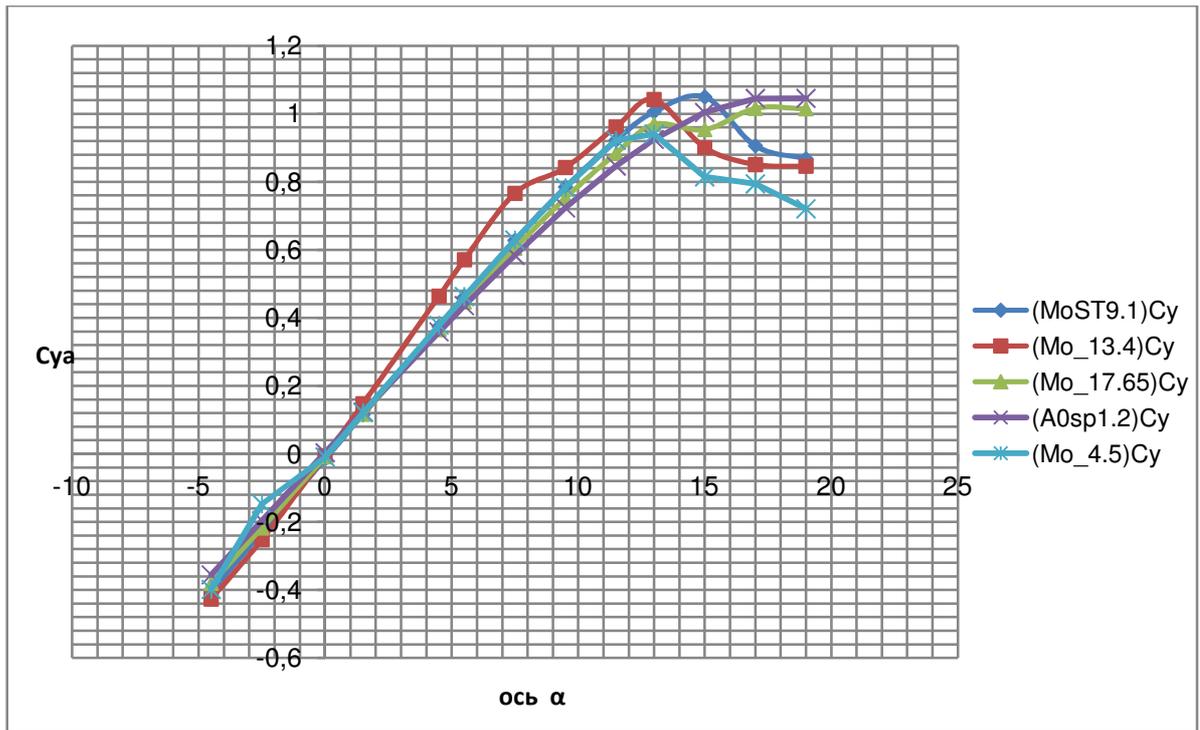


Рис.5–АДХ $C_{y\alpha}$ от α при трёх разных углах наклона выступа:

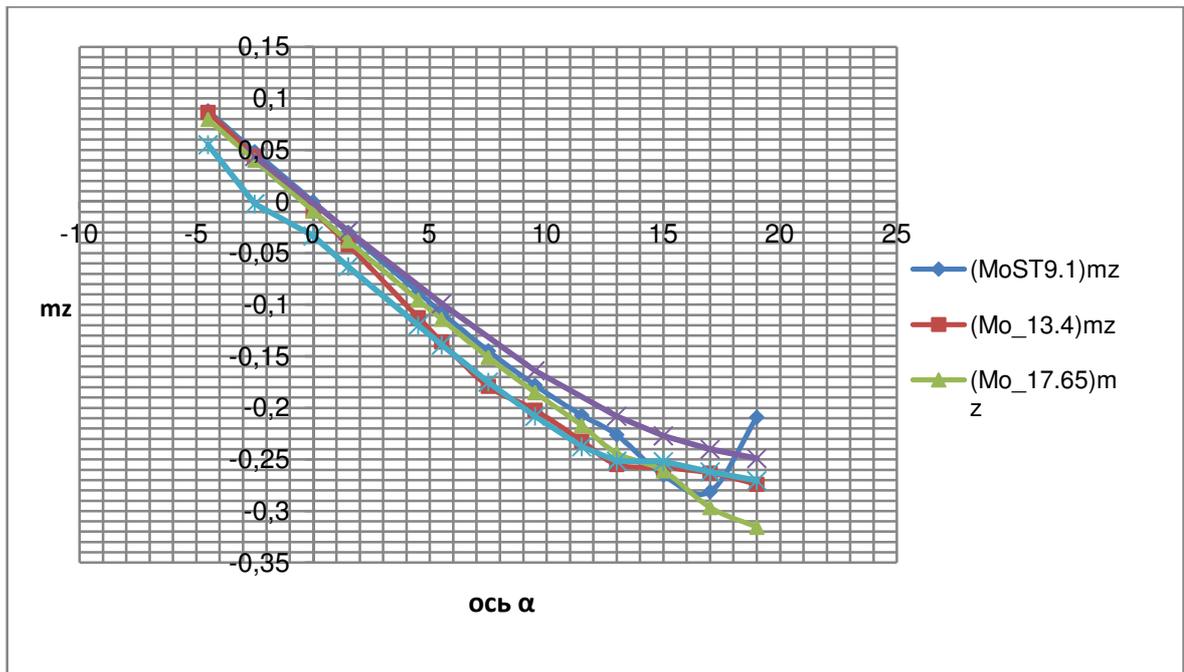


Рис.6–АДХ m_z от α при трёх разных углах наклона выступа:

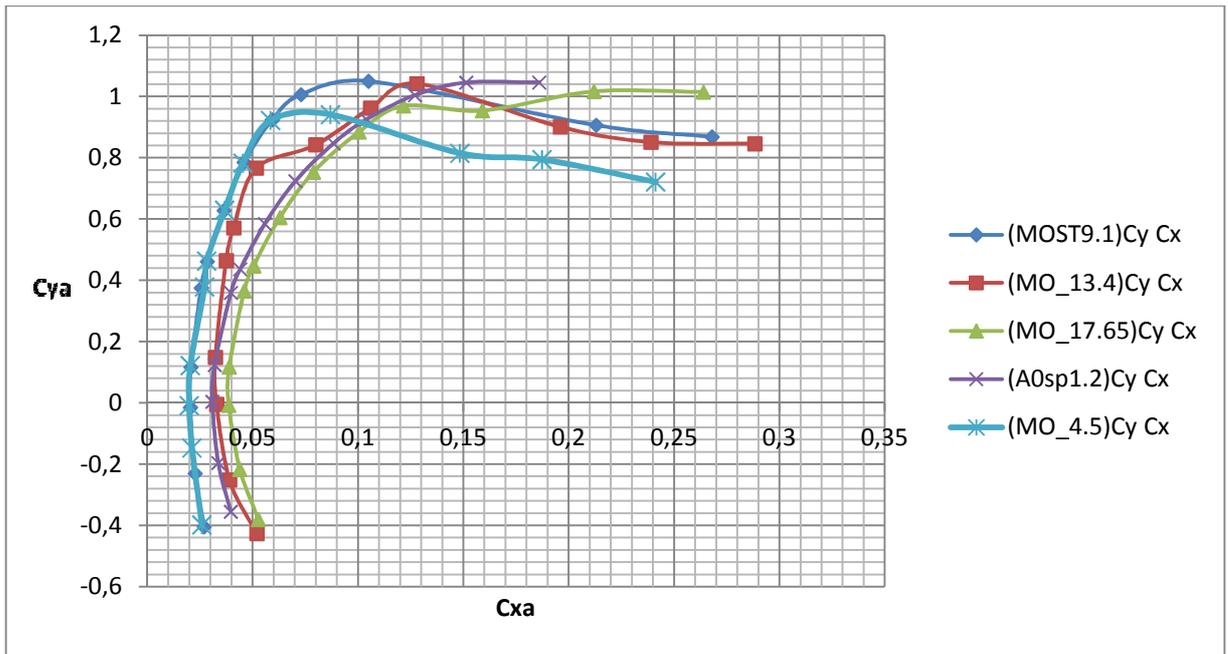


Рис.7—АДХ $C_{y\alpha}$ от $C_{x\alpha}$ при трёх разных углах наклона выступа:

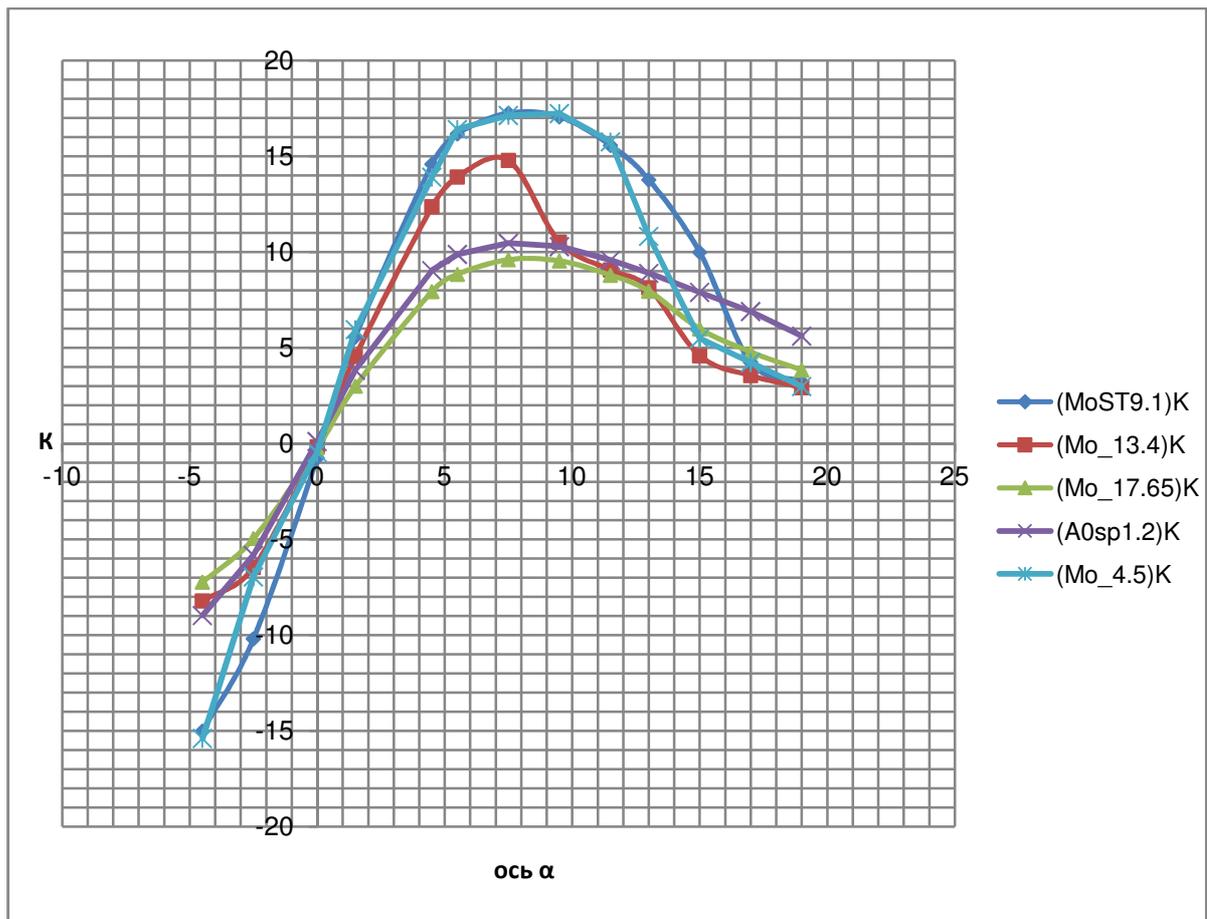


Рис.8—АДХ K от α при трёх разных углах наклона выступа:

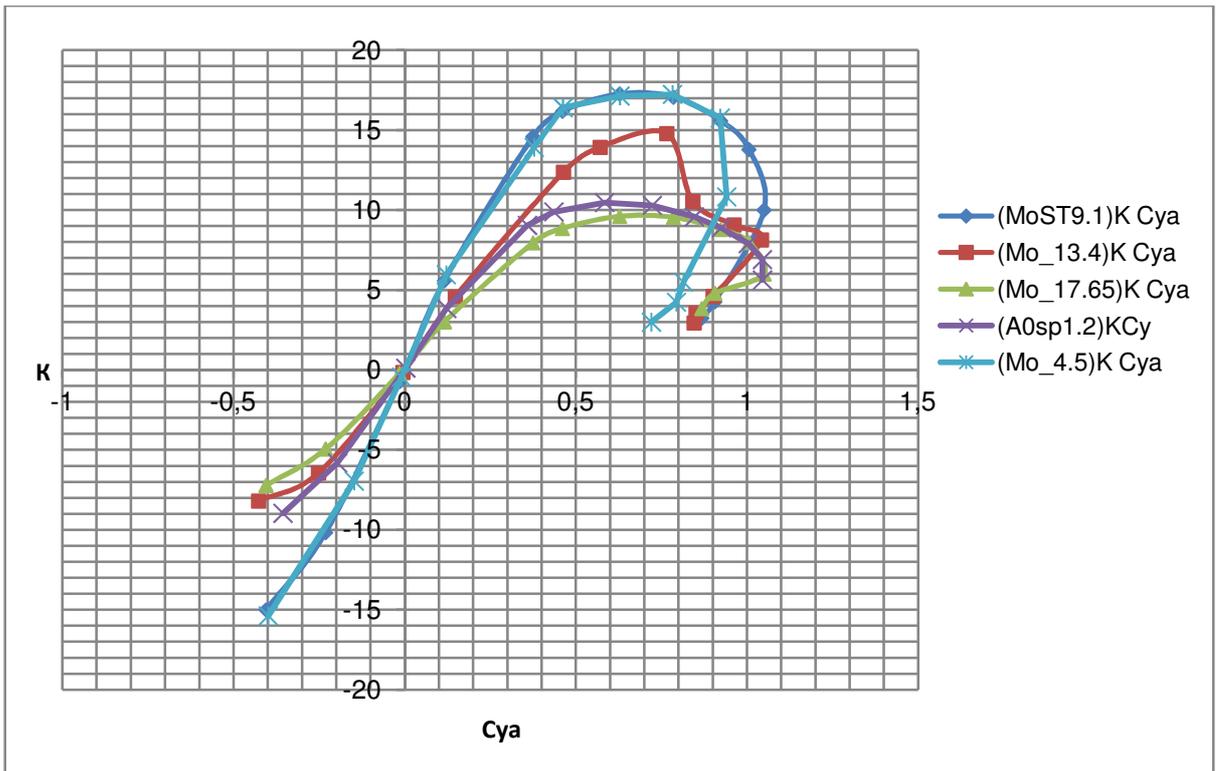


Рис.9–АДХ К от Суа при трёх разных углах наклона выступа:

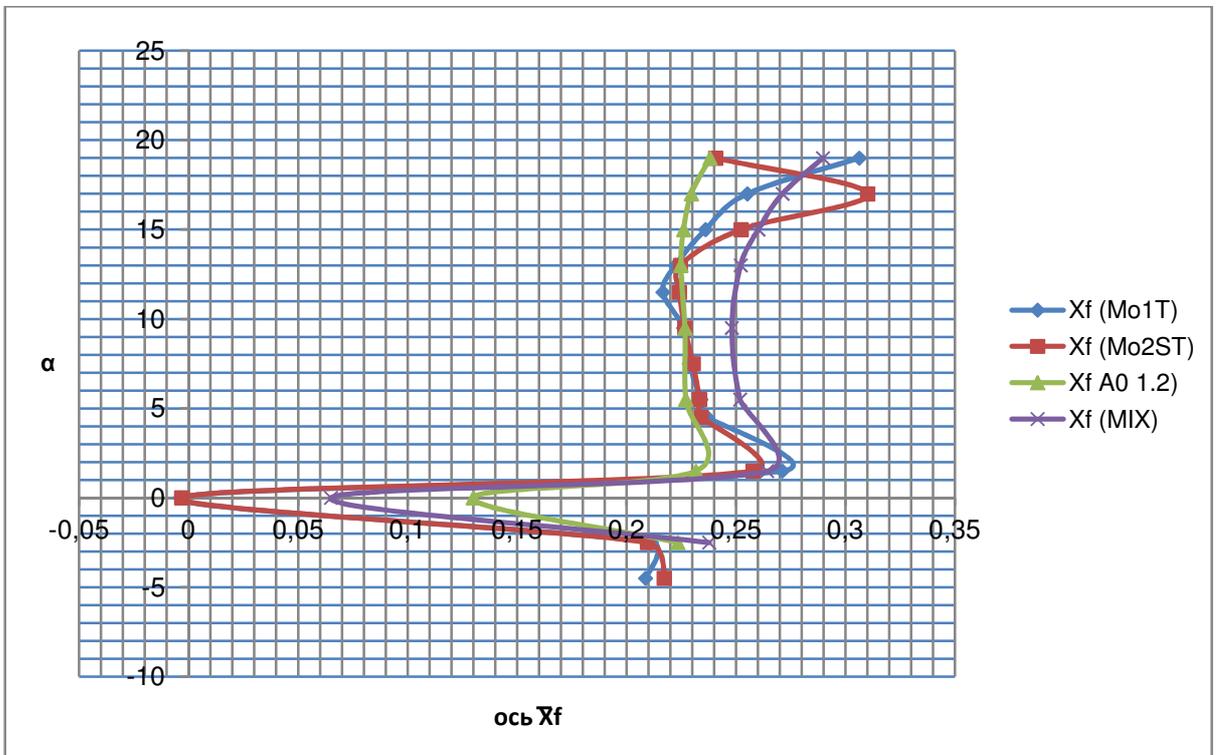


Рис.10–АДХ α от X_F при трёх разных углах наклона выступа:

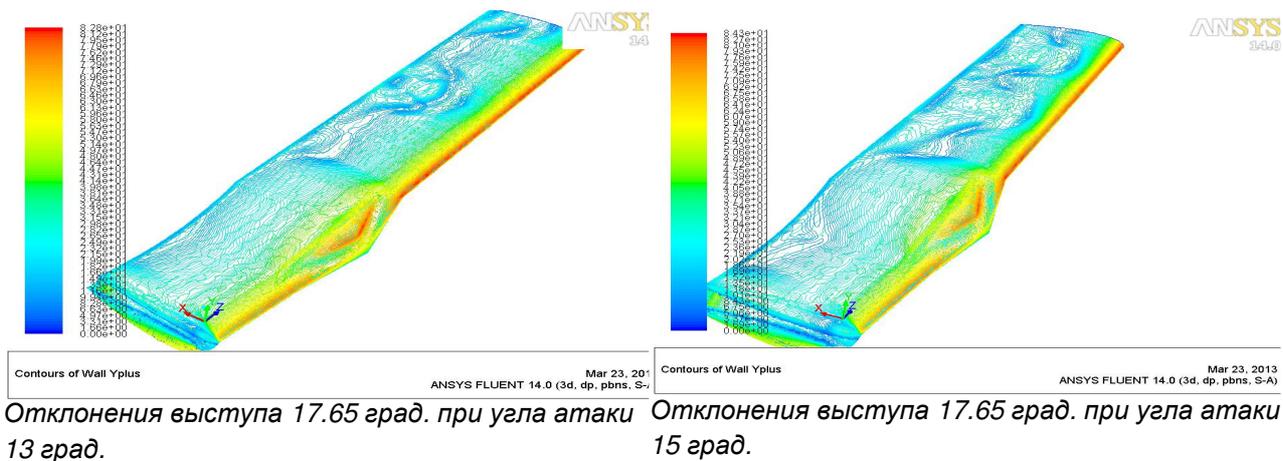


Рис.11–Вид турбулентности для крыла с треугольным выступом 9.1° и 13.4° с углом атаки 13°

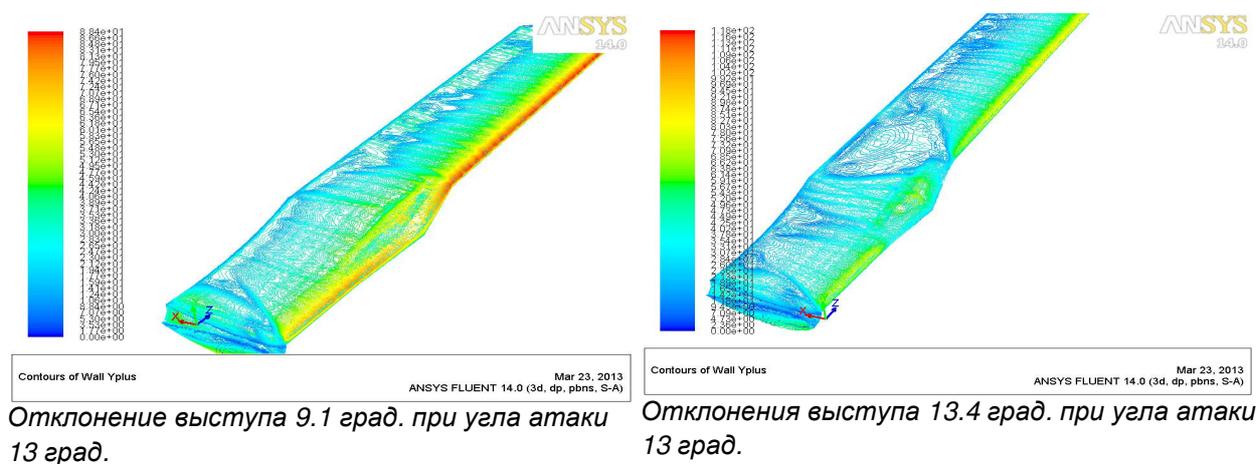


Рис.12–Вид турбулентности для крыла с треугольным выступом 17.65° с углом атаки 13° и 15.°

Анализ циркуляции скорости по контуру крыла с треугольным выступом при различных положениях крыла.

Теорема Жуковского о подъёмной силе тела, обтекаемого плоскопараллельным потоком идеальной жидкости или газа сформулирована Н. Е. Жуковским в 1904 году [2,3,5,11,15,22].

$$\Gamma = \int \bar{v} d\bar{s} \quad (1)$$

$$Y_a = \rho V_\infty \Gamma \Delta z \quad (2)$$

$$\text{откуда} \rightarrow \Delta Y_a \approx P \Delta S \rightarrow (P_u - P_b) \Delta S \approx C_p = \frac{(P - P_\infty)}{q_\infty} \quad (3)$$

$$C_{ya} \approx \frac{1}{c} \int_0^1 (c_{p_{\text{верх}}} - c_{p_{\text{ни}}}) dx \approx \frac{1}{c} [\sum c_{p_{\text{верх}}} - \sum c_{p_{\text{ни}}}] \Delta x \quad (4)$$

$$C_{ya} = \frac{Y_a}{q_\infty S} = \rho V_\infty \Gamma \Delta z \Rightarrow \Gamma \approx \frac{C_{ya}}{2} \cdot b \approx \frac{\sum c_p \Delta x}{2} \quad (5)$$

Γ - Циркуляция скорости; \bar{v} - Скоростной набегающего потока;

q_∞ - Скоростной напор набегающего потока; $d\bar{s}$ - Производная площадь крыла; Y_a - Подъёмная сила; ρ - Плотность; Δz - Приращение размаха;

C_p - Коэффициент давления; ΔS - Приращение площади крыла; P - Давления.

Расчет циркуляции вокруг профиля крыла

Необходимо разбить профиль крыла на сечения по закону:

$$x = \frac{c}{2} (1 - \cos \tilde{x}) \quad (6)$$

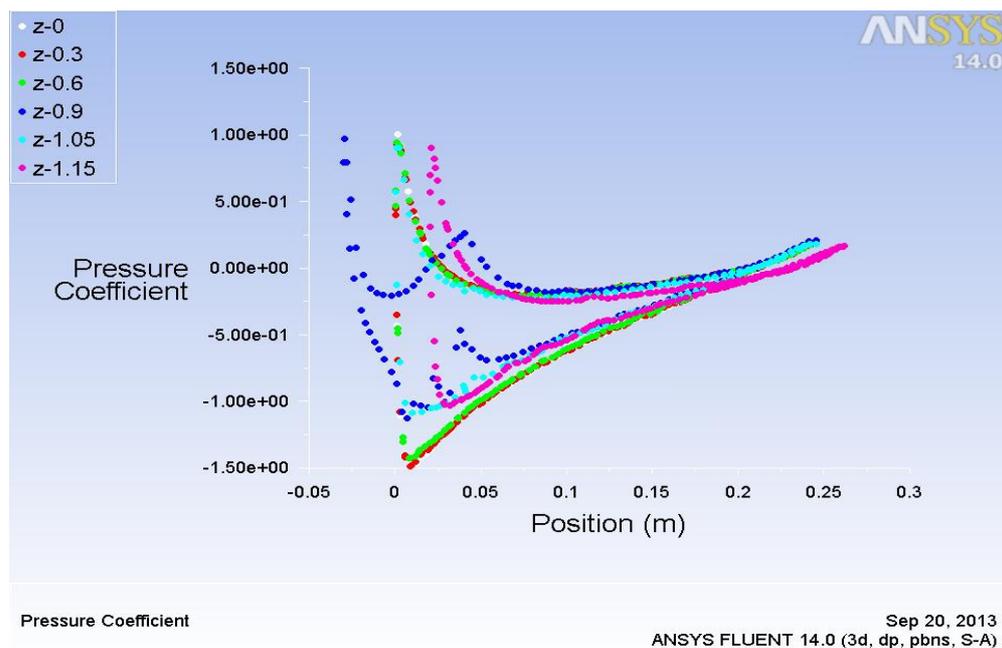


Рис.13–Коэффициент давления (C_p) на расстоянии $z=0, 0.3, 0.6, 0.9, 1.05, 1.15$

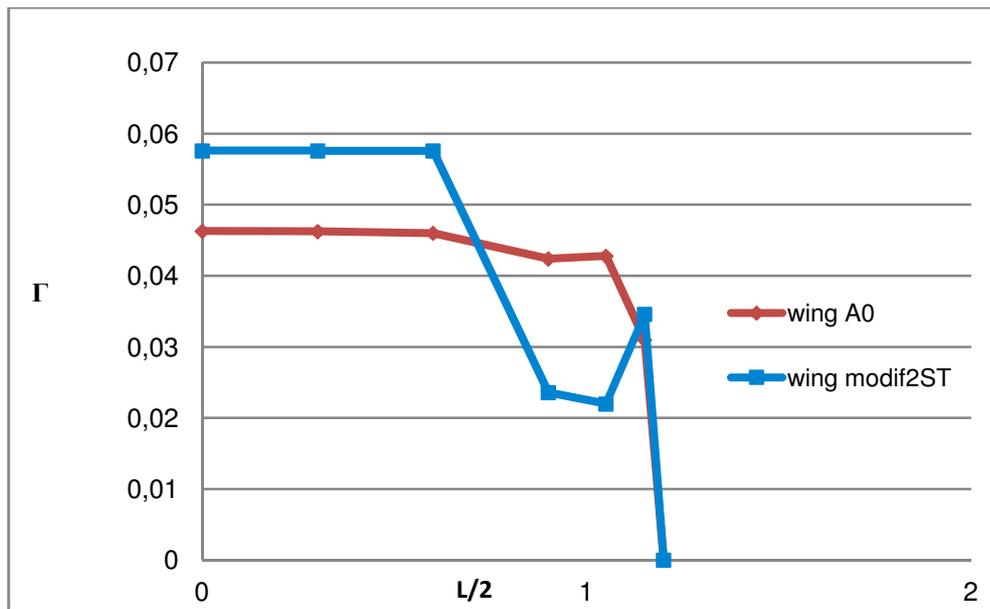


Рис.14– Циркуляция скорости по размаху крыла при угла атаки $\alpha 5.5^\circ$.

Вывод (результат сравнения характеристик крыла гидросамолета при разных углах отклонения треугольного выступа)

Мы знаем, что добавление предкрылок в конструкцию крыла увеличивает подъемную силу по углу атаки, но происходит потеря в качестве. Нами был найден выход для того, чтобы повысить качество, мы придумали треугольный выступ. Мы исследовали характеристики при различных углах отклонения выступа. Результат мы вывели в виде АДХ.

Из рис.4 видно, что чем больше угол наклона, тем больше коэффициент сопротивления 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 бокового сопротивления. Для угла наклона 13.4° после угла атаки в 10° мы можем увидеть резкое увеличение сопротивления, а при угле наклона 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, что обуславливается тем, в данном случае форма крыла не препятствует обтекаемому потоку. Оптимальная форма крыла получается при угле наклона 9.1° .

Из рис.5 видно, что производные подъёмной силы при угле наклона 13.4° наибольшие.

Из рис.8 , на котором показаны графики качества, можно видеть, что при угле наклона 4.5° качество до значений 11.5, такое же, как при угле наклона выступа в 9.1° , а при больших углах атаки качество резко ухудшается. При угле наклона 9.1° качество наибольшее , а при угле наклона 13.4° после угла атаки 7.5° качество резко ухудшается, так как быстро растёт сопротивление.

Из рис.10 видно, что расстояние от носа крыла до центра, давление в зависимости от угла атаки практически одинаково для всех видов крыльев, кроме крыла Мiх. Для него расстояние сдвинуть назад.

Была рассчитана циркуляция путем разбиения крыла на 5 сечений по формуле и получен коэффициент давления. Его мы подставили в формулу циркуляции для двух видов крыла (прямого и с треугольным выступом, отклоненным на 9.1°) при угле атаки 5.5° , 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 подъёмную силу. Такое распределение сил является удачным в плане прочности конструкции.

Геометрические характеристики фюзеляжа для гидросамолёта

Гидросамолёт способен взлетать с воды и садиться на воду, а также маневрировать на воде. Конструкция и основные аэродинамические характеристики у гидросамолёта такие же, как и у сухопутных самолётов. Но, кроме того, он должен обладать плавучестью, непотопляемостью, устойчивостью на воде, т. е. качествами, характерными для судов.[1]

Гидросамолёты обычно имеют верхнее расположение крыла. Двигатели, как правило, устанавливают над крылом, чтобы их не заливало водой при взлёте и посадке. У большинства гидросамолётов фюзеляж своими обводами напоминает лодку. Такие самолёты и называются летающими лодками. Взлетая, они, как лодки, скользят по воде, пока не наберут необходимую для взлёта скорость. Чтобы летающая лодка на плаву не касалась крылом воды, устанавливают подкрыльные поддерживающие поплавки, либо прикрепляют по

бокам фюзеляжа обтекаемые герметичные баки, т. н. жабры. Мы рассматриваем только схему лодки[1].

К традиционным недостаткам ЛА, схемы летающая лодка можно отнести большое вредное аэродинамическое сопротивление, которое создают редан и угловатые обводы днища корпуса [Егер С.М., Матвеев А.М., Шаталов И.А. Основы авиационной техники. М. : Изд-во МАИ, 1999, с.193-214], являющиеся мощными источниками турбулизации потока на фюзеляже, что особенно будет сказываться на больших скоростях, так как с увеличением скорости полета ЛА, сила аэродинамического сопротивления X растет пропорционально квадрату скорости V

$$X = C_x \rho V^2 / 2S \quad (6)$$

где C_x - коэффициент аэродинамического сопротивления; ρ - плотность воздуха; S - площадь крыла ЛА.

Размеры гидросамолета и форма

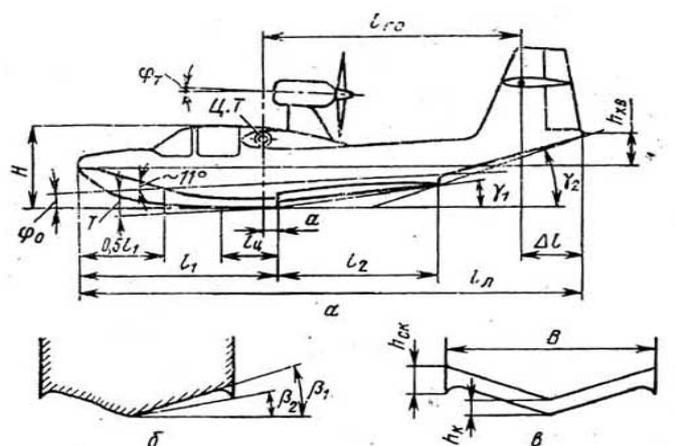


Рис.15–Основные размеры и геометрические характеристики корпуса

Ширина корпуса по редану (B) является важнейшим линейным параметром лодки или поплавка, влияющим на гидродинамические, аэродинамические и весовые характеристики гидросамолета. Значение B определяется по формуле [1].

$$B = \sqrt[3]{\frac{m_0}{\rho c_{\Delta 0}}} \quad (7)$$

где m_0 - взлетная масса гидросамолета (для двухпоплавковых гидросамолетов в эту и последующие формулы вместо m_0 подставляется $0,5m_0$, ρ - плотность воды, $c_{\Delta 0}$ - коэффициент начальной нагрузки на воду. В первом приближении при отсутствии результатов буксировочных испытаний можно взять следующие значения : [1].

Летающие лодки с удлинением корпуса лодки λ_k 4-6,5 $c_{\Delta 0} = 0,3-1,2$

Однопоплавковые гидросамолеты с удлинением поплавка λ_k 5,5-7 $c_{\Delta 0} = 1,2-1,7$

Двухпоплавковые гидросамолеты с удлинением поплавка λ_k 6-8,75 $c_{\Delta 0} = 1,7-1,9$

Меньшие из указанных значений рекомендуются для самолетов с малой стартовой энерговооруженностью и относительно невысокими скоростями отрыва. Полученная в результате расчета ширина корпуса должна быть увязана с требованиями по размещению экипажа и пассажиров.

Следует иметь в виду, что уменьшение $c_{\Delta 0}$ (увеличение ширины корпуса) облегчает выход на глиссирование и уменьшает брызгообразование при разбеге, но одновременно возрастает сопротивление на предвзлетных скоростях и аэродинамическое сопротивление в полете, увеличиваются перегрузки при посадке, растет масса конструкции лодки или поплавка [1].

Длина корпуса от форштевня до второго редана

$$l_1 + l_2 = \lambda_k B \quad (8)$$

где l_1 - длина носовой части (до первого редана), l_2 - длина межреданной части корпуса.

Рекомендуемые значения удлинения корпуса лодки или λ_k поплавков приведены выше. С ростом удлинения корпуса уменьшается коэффициент его лобового сопротивления и улучшается продольная устойчивость гидросамолета. Но рост удлинения ведет также к увеличению массы корпуса и к некоторому ухудшению маневренности гидросамолета на воде [1].

Длина носовой части l_1 влияет на продольную устойчивость и на угол начального дифферента (наклон продольной оси самолета к поверхности воды) самолета. При большом увеличении длины носовой части устраняется опасность зарывания носом и затопление палубы при разбеге. Обычно принимается $l_1 = (2,3 - 3,5)B$ - для лодок и $l_2 = (3,5 - 5)B$ - для поплавков [1].

Положение лодки (поплавка) относительно центра масс гидросамолета рекомендуется выбирать такое, чтобы расстояние по горизонтали между центром масс и первым реданом (размер "а"), составляло (0,15 - 0,3)В. Увеличение размера "а" (передняя центровка гидросамолета) снижает углы дифферента во всем диапазоне скоростей разбега и облегчает выход на редан, но приводит к росту гидродинамического сопротивления на предвзлетных скоростях [1].

Полная длина корпуса двухреданной лодки определяется с учетом потребного, по условию устойчивости в полете, плеча горизонтального оперения $l_{г.о}$. [1].

$$l_{л} = l_1 - a + l_{г.о} + \Delta l. \quad (9)$$

Можно принимать $l_{г.о} = (2,8 - 3,2)b_A$, где b_A - средняя аэродинамическая хорда крыла, назначается по конструктивным соображениям, как и полная длина корпуса однореданной лодки или поплавка [1].

$$l_{л} = l_1 + l_2 \quad (10)$$

Цилиндрическая вставка - участок длиной $l_{ц}$ с постоянным поперечным сечением - перед первым реданом улучшает гидродинамические характеристики корпуса при выходе на глиссирование.

Высота корпуса лодки или поплавка, обеспечивают требуемый запас плавучести, который определяется по формуле:

$$l_{ц} = (1,2 - 1,5)B. \quad (11)$$

где k - запас плавучести (задан техническими требованиями), δ - коэффициент полноты объема корпуса. В первом приближении можно принимать $\delta = 0,45$ для лодок и $\delta = 0,47$ для поплавков [1].

Ниже уровня, определяемого высотой H , корпус не должен иметь отверстий и негерметичных лючков, через которые внутрь его может попадать вода [1].

Форма соединения крыла с фюзеляжем влияет на аэродинамические характеристики ЛА

Место соединения крыла с летательным аппаратом относится к обтеканию высокого плана, который обеспечивает соединение фюзеляжа с каждым крылом летательного аппарата [26].

Сравнение характеристик крыла без обтекателя и нижнего обтекаля вогнутой формы

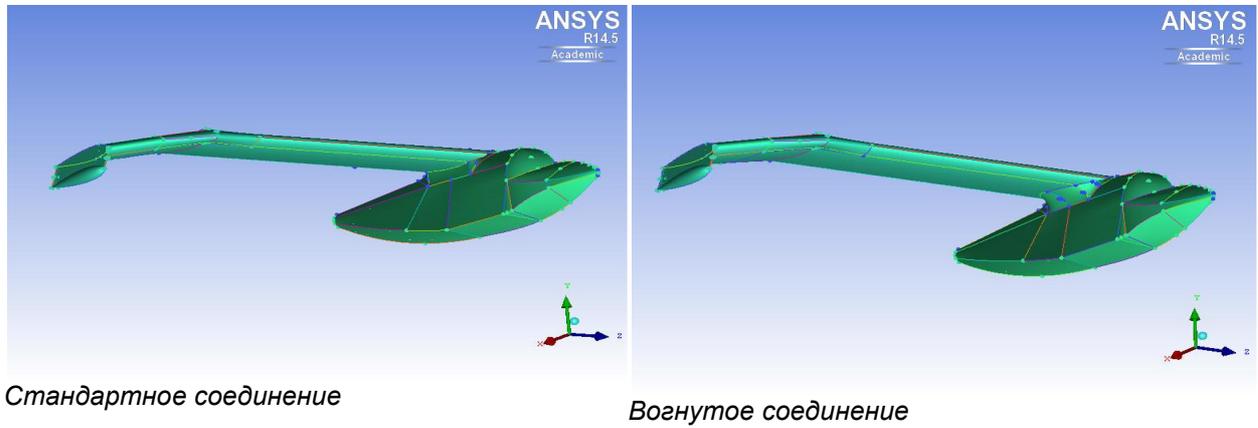


Рис.16–Компоновка различных видов соединения.

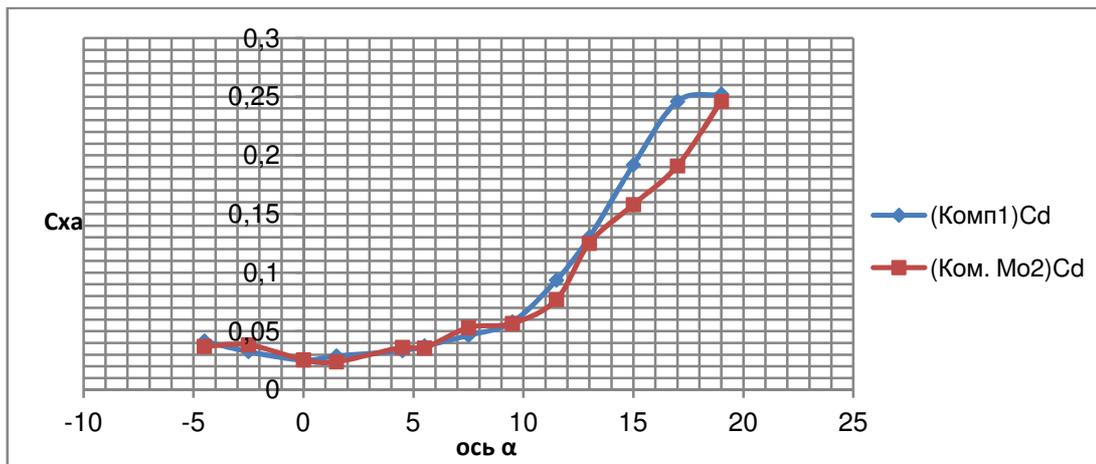


Рис.17– АДХ Сха от α для двух компоновок.

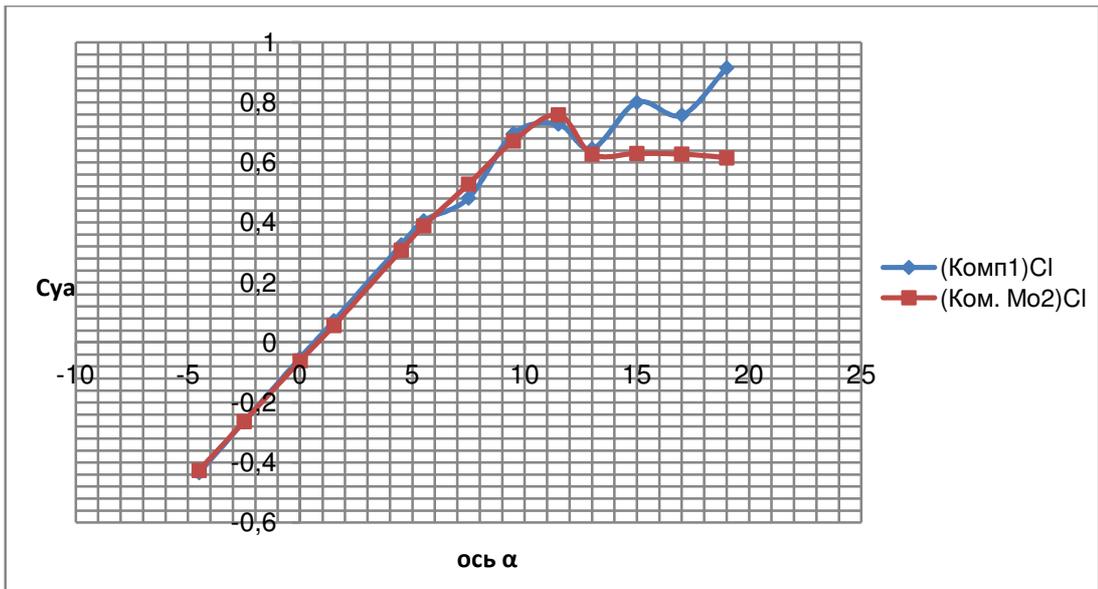


Рис.18–АДХ C_{ya} от α для двух компонок.

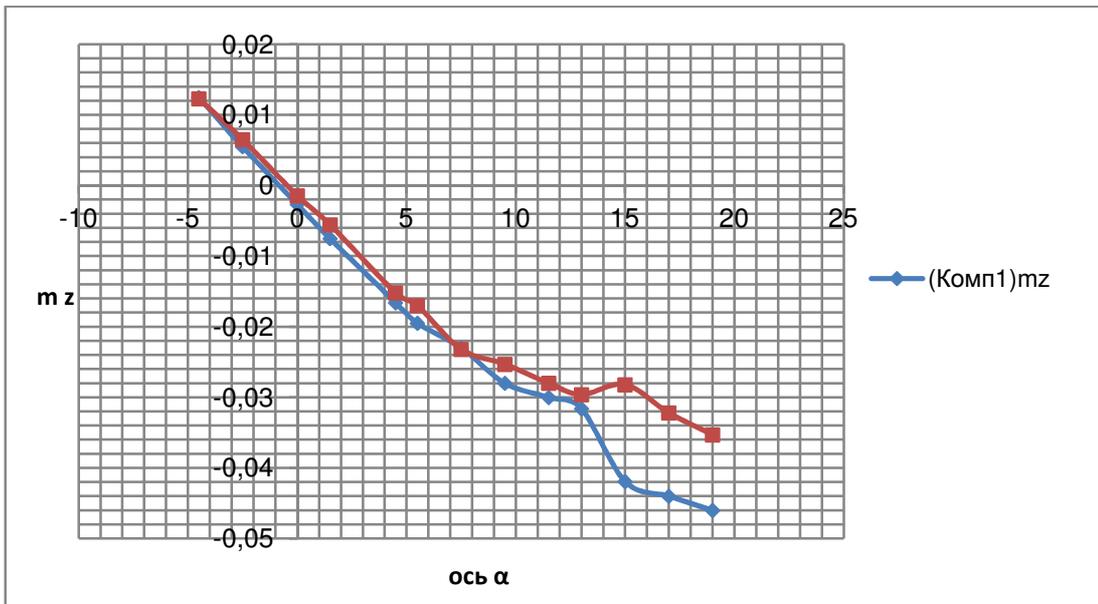


Рис.19–АДХ m_z от α для двух компонок.

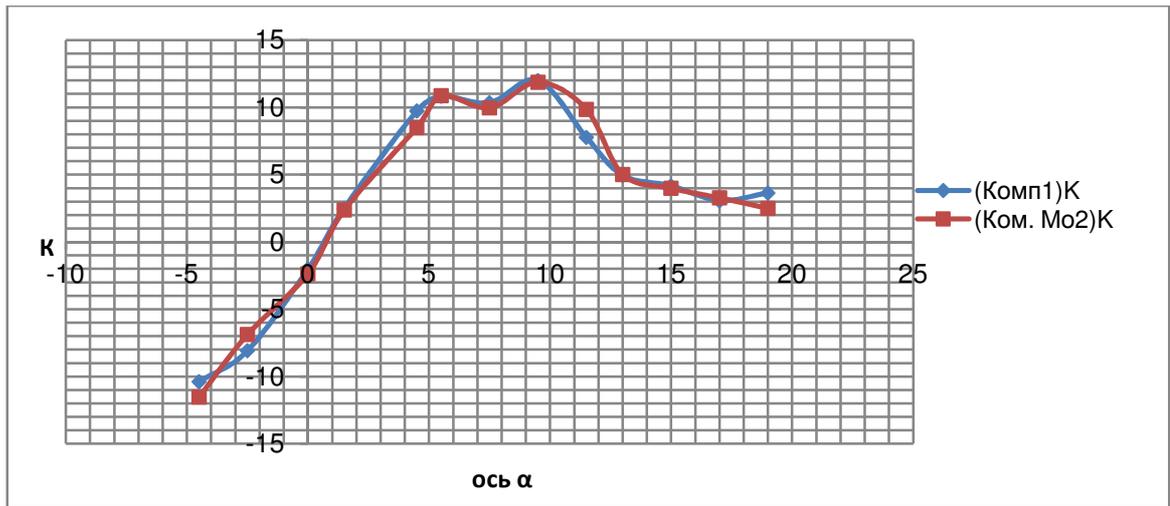


Рис.20–АДХ К от α для двух компонок.

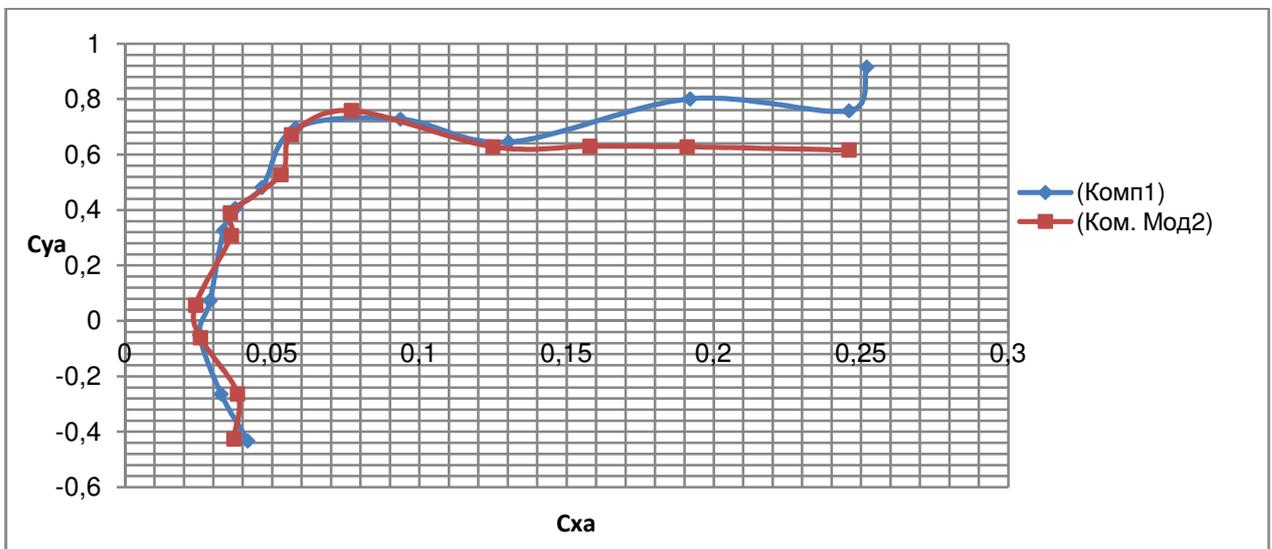


Рис.21–АДХ C_{ya} от C_{xa} для двух компонок.

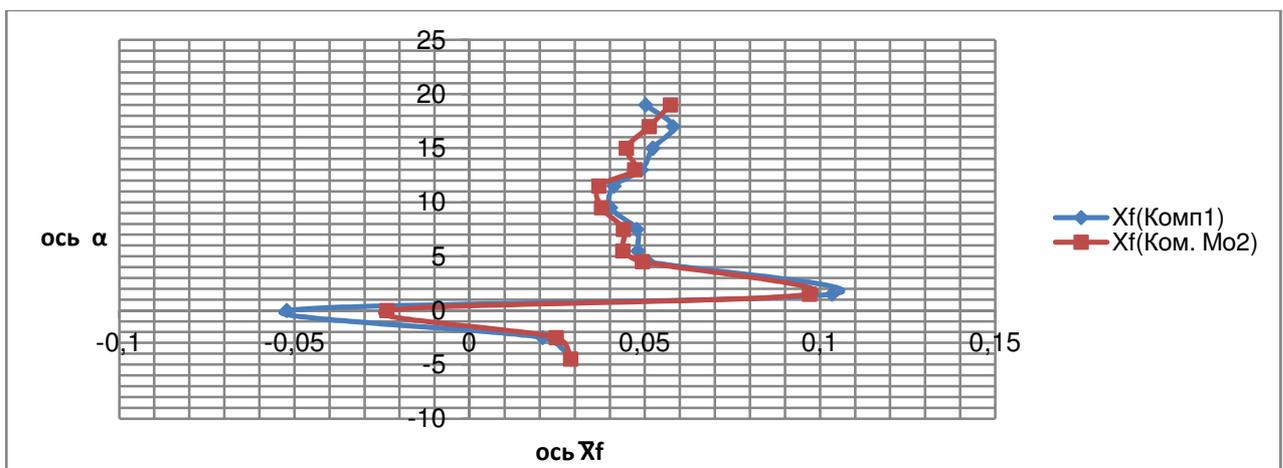


Рис.22– α от X_F для двух компонок.

Вывод (результат сравнения характеристик крыла гидросамолета двух компоновок)

Из рис.18 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.

На рис.19 хорошо видно, что 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.

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

Библиографический список

- 1.Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование легких самолётов. – М.: Машиностроение, 1978, 208с, ил.
- 2.John D. Anderson, Jr. Introduction to Flight [Paperback]. – McGraw–Hill Higher Education; 4th edition, March 1, 2000, 784 p.
- 3.John D. Anderson, Jr. Fundamentals of Aerodynamics [Hardcover]. – McGraw–Hill Science/ Engineering/ Math, 3 edition, January 2, 2001, 892 p.
- 4.Арепьев А.Н. Проектирование легких пассажирских самолётов. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – 640 с.
- 5.Бондарев Е.Н., Дубасов В.Т., Рыжов Ю.А. и др. Аэрогидромеханика. – М.: Машиностроение, 1993, 608 с.
- 6.Маскалик А.И., Нагапетян Р.А., Иваненко В.В., Бутлицкий Р.А., Томилин В.В., Лукьянов А.И. Экраноплан - транспортные суда XXI века. – С-Петербург: Изд-во Судостроение, 2005г, 547с.

7. Волков Г. Основы гидроавиации. – М.: Государственное военное издательство наркомата обороны СССР, 1940г., 248 с.
8. Мунро В. Проектирование и расчет гидросамолетов (Перевод с англ.). – М-Л, Главная редакция авиационной литературы, 1935, 147 с.
9. Levi Neal, Neal Harrison, Dzelal Mujezinovic. Wingtip Devices. – Virginia Polytechnic Institute and State University. March 29th, 2004, 26 p.
10. Самсонов П.Д. Проектирование и конструкции гидросамолётов. – Л-М: Главная редакция авиационной литературы, 1936г., 372 с.
11. Аржаников Н.С., Садекова Г.С. Аэродинамика летательных аппаратов: Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. – М.: Высш. шк., 1983, 359 с., ил.
12. Th. Streit, A. Ronzheimer and A. Büscher. Numerical analysis of transport aircraft using different wing tip devices. – New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics V. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Volume 92/2006, pp. 59-68.
13. Frank T. Zurheide, Matthias Meinke and Wolfgang Schröder. Meandering of Wing-Tip Vortices Interacting with a Cold Jet in the Extended Wake. – High Performance Computing on Vector Systems , 2009, pp. 223-242.
14. Liang Yun, Alan Bliault, Johnny Doo. WIG Craft and Ekranoplan: Ground Effect Craft Technology [Hardcover]. – Springer; 1 edition, December 16, 2009, 458 p.
15. Брэдшоу П. Введение в турбулентность и ее измерение. – М.: Мир, 1974.- . 279 с.
16. Г. Шлихтинг. Теория пограничного слоя. – М.: “Наука”, 1974.- 712 с.
17. Wilcox D.C. Turbulence modeling for CFD, DCW Industries Inc., 1998, 537 p.
18. Белов И.А., Исаев С.А. Моделирование турбулентных течений. – СПб.: Балт. гос. тех. унив., 2001г.- 109 с.
19. Chklovski T. Pointed-Tip Wings at Low Reynolds Numbers. – The University of Southern California, USA, January 2012.

20. Mark Guerrero, Dan Clark. Yak 52 Wingtip Design. – San Jose State University, Mechanical Engineering Department / ME195B Senior Design Project Spring 2010, Senior Design Report, 93 p.
21. Ruppell G. Bird Flight. - Van Nostrand Reinhold Co., New York, 1977, 191p.
22. Колесников Г.А., Марков В.К., Михайлюк А.А. Аэродинамика летательных аппаратов. – М.: Изд-во Машиностроение, 1993, 544 с.
23. Сакорнсин Р., Попов С.А. Оптимизация аэродинамического облика крыла гидросамолета с поплавком на конце. – Электронный журнал «Труды МАИ». 2012, № 57.
24. Сакорнсин Р. , Попов С.А. Улучшение аэродинамических характеристик комбинированного крыла путем добавления треугольного выступа– Электронный журнал «Труды МАИ». 2013, № 65.
25. Fol" Terri , Zhimene Filipp , Name Arno. *Patent RU 2424157 C2*, 06.11.2006.
26. Bulat P. Pro adaptivnoe krylo, naplyvy i mnogoe drugoe, www.paralay.com .
27. И.А. Крюков повышение надежности вычислений с использованием $k-\varepsilon$ модели турбулентности: дисс.к.т.н.- М., 2003.-129 с.
28. David C. Wilcow Turbulence Modeling for CFD DCW Industries, Inc. La Canada, California 1993, 1994
29. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя .- М.: Наука, 1974- 712 с.
30. И.А. Белов, С.А. Исаев. Моделирование турбулентных течений. Санкт-Петербург.: 2001. – 108 с.
31. Introduction to CFD Analysis , Introductory Fluent Notes, Fluent, 2002, vol.6,71 p.