

Улучшение аэродинамических характеристик комбинированного крыла путем добавления треугольного выступа

Сакорнсин Р., Попов С. А.*

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

**e-mail: flowtech@mail.ru*

Аннотация

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.

С применением программного комплекса по вычислительной гидродинамике ANSYS Fluent 14.5 (номер лицензии 670351) 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.

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

Введение

Гидросамолеты должны быть похожими на больших морских птиц. Эта идея была воплощена еще английским авиаконструктором Реджинальдом Митчеллом, летающие лодки которого поставили несколько рекордов скорости в далекие 20-е годы прошлого века. Но даже в наше время полет птицы представляется довольно сложным явлением, тонкости которого не были полностью поняты. Это может быть связано с быстрым прогрессом в области авиации и увлечением скоростями полета, что в свою очередь, привело к исчезновению очевидной параллели между авиацией общего назначения и птицами [1, 4, 6,

11, 13, 15, 20, 22]. Таким образом, многие последние достижения в области авиации были сделаны без изучения птичьего полета.

Современное крыло, как правило, имеет законцовки, так как они уменьшают лобовое сопротивление. Но у гидросамолета с поплавками на конце крыла, поплавки можно использовать в качестве законцовок. Это один из способов уменьшения его лобового сопротивления, который может быть не достаточно эффективным для комбинированного крыла. Рассматривая птичье крыло на рис.1, можно заметить, что передняя его часть имеет небольшой выступ в месте сгиба. Эту особенность можно использовать для построения оригинальной схемы гидросамолета, если по месту отклонения крыла вниз реализовать треугольный выступ по аналогии с птичьим крылом. Поэтому первый вариант, который мы будем исследовать в данной работе, - это комбинированное крыло, приведенное в статье [24], с добавлением треугольного выступа. Данная работа посвящена исследованию аэродинамики нескольких вариантов крыльев с треугольным выступом с помощью численных методов и современного CFD-пакета ANSYS Fluent-14.5.

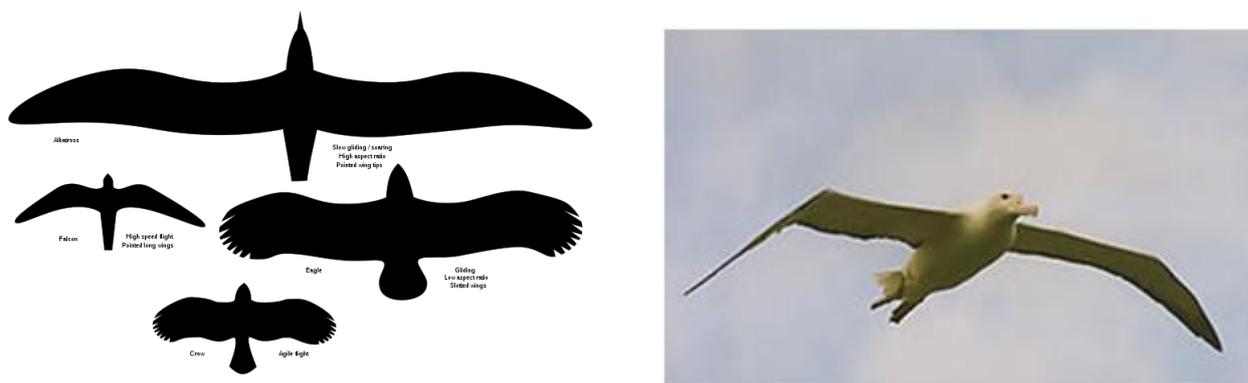


Рис.1. Типичные формы крыльев. Крылья альбатроса приспособлены для жизни вблизи моря.

Простое добавление треугольного выступа сместит аэродинамический фокус вперед. Для компенсации этого смещения рассмотрим еще один вариант комбинированного крыла со стреловидностью его концевых частей. Это был второй вариант, который исследовался в работе.

В расчетах использовалась модель турбулентности с одним дифференциальным уравнением Спаларта-Альмараса [16, 18, 19], была решена задача об обтекании дозвуковым потоком воздуха со скоростью 47 м/сек модели прямоугольного крыла с профилем НАСА 00175. Крыло имело следующие геометрические параметры: удлинение $\lambda = 5$, полуразмах $l = 2.4$ м, хорду $b=0.24$ м, площадь $S=0.288$ м². Результаты расчетов сравнивались с комбинированным крылом данными, полученными в статье [24].

Теорема Жуковского для крыла конечного размаха

Теорема Жуковского - теорема о подъёмной силе тела, обтекаемого плоскопараллельным потоком идеальной жидкости или газа. Сформулирована Н. Е. Жуковским в 1904 году [3, 5, 12, 23].

$$Y_a = \rho V_\infty \cdot \Gamma z \quad (1)$$

Y_a - подъёмная сила, перпендикулярная вектору скорости набегающего потока, ρ - плотность жидкости, V_∞ - величина скорости потока жидкости на бесконечности, Γ - циркуляция скорости, z - длина отрезка крыла бесконечного размаха перпендикулярно плоскости профиля.

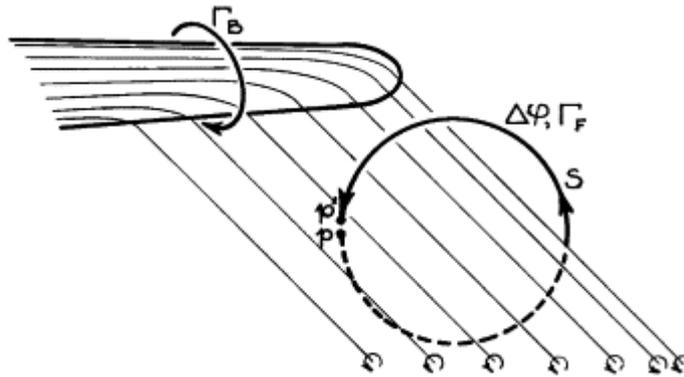


Рис.2. Вихревая система крыла в виде совокупности П-образных вихрей.

Теорема Жуковского может быть применена и для крыла конечного размаха. Так на элемент Δz цилиндрического крыла в идеальной несжимаемой среде действует подъёмная сила

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

тогда для сечения крыла получаем

$$C_{yанр} = \frac{\Delta Y_a}{q_\infty b \Delta z} = \frac{2\Gamma}{bV_\infty}. \quad (3)$$

Согласно теореме Стокса циркуляция скорости по произвольному замкнутому контуру в пространстве равна сумме напряжений (интенсивностей) вихрей χ , пронизывающих поверхность, опирающуюся, на этот контур. При малых углах атака подъёмную силу, действующую на элемент крыла конечного размаха и коэффициент подъёмной силы сечения можно также находить с помощью:

$$C_{yасеч} = \frac{2\Gamma(z)}{V_\infty b_{сеч}}. \quad (4)$$

С учетом этого равенства получим следующие формулы для расчета подъемной силы и коэффициента подъемной силы крыла конечного размаха l :

$$Y_a = \rho V_\infty \int_{-l/2}^{+l/2} \Gamma(z) dz; \quad C_{ya} = \frac{Y_a}{q_\infty S} = \frac{2}{V_\infty S} \int_{-l/2}^{+l/2} \Gamma(z) dz. \quad (5)$$

Влияние отрыва пограничного слоя на сопротивление давления

Пограничный слой в реальных условиях может отойти от поверхности. Обычно скорость потока на поверхности профиля меняется по всей длине профиля. Вниз по течению давление возрастает, см. рис.3 ($S_1 - S_3$). Для перемещения в область с большим давлением частицам необходимо затратить кинетическую энергию. Поэтому скорость частиц будет уменьшаться. В какой-то момент внешний перепад давлений вызовет обратный поток (сечение S_2). В результате основной поток отделится от поверхности и произойдет отрыв потока [12, 17, 23].

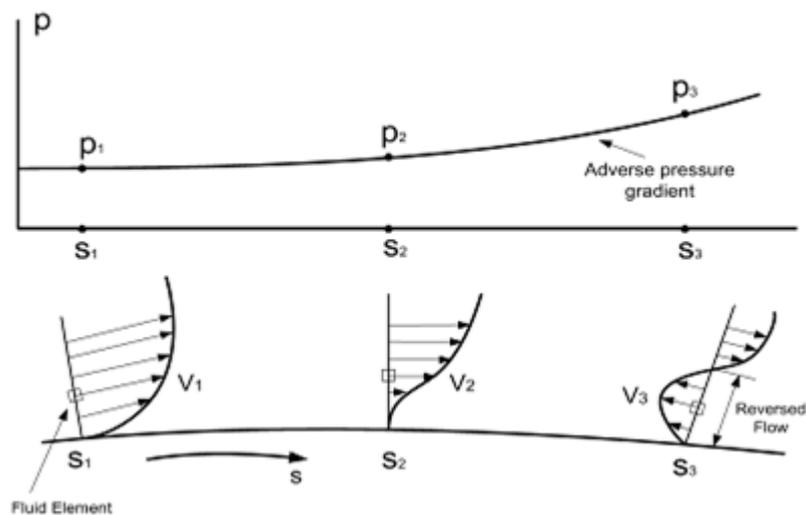


Рис.3. Изменение давления и отрыв в плоскопараллельном потоке.

Вихревой пузырь, размеры которого увеличиваются по мере увеличения угла атаки, вносит существенные изменения в распределение пониженного давления вдоль подветренной стороны поверхности тела по сравнению с показанным на рис.4b распределением давления на жестком профиле с толстой скругленной передней кромкой. Напомним, что именно разрежение на подветренной стороне поверхности играет основную роль в создании подъемной силы.

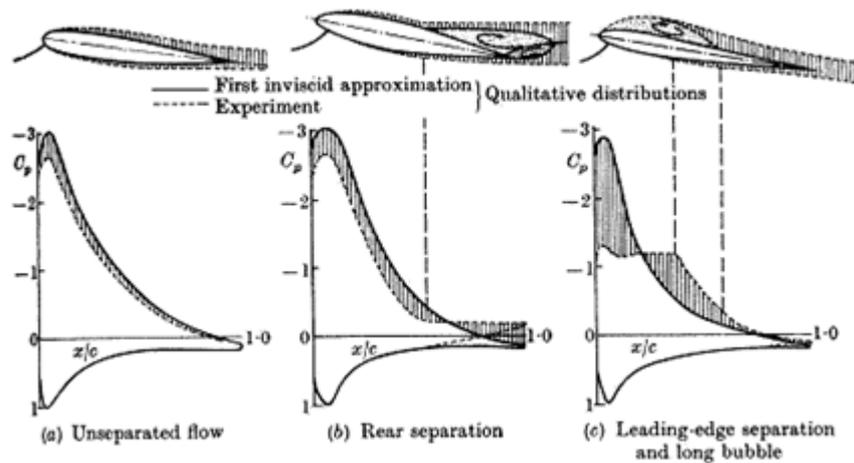


Рис.4. Обтекание тела вязким газом и распределение коэффициента давления вдоль поверхности профиля.

На рис.4 представлены различные режимы обтекания профиля и распределение пониженного давления (разрежения) по его ширине в зависимости от угла атаки α .

Сопротивления трения

В зависимости от режима течения газа внутри пограничного слоя суммарный коэффициент трения крыла может быть определен по одной из следующих формул [12, 17, 23]:

$$C_{F_l} = 1.328 / \sqrt{\text{Re}_L} \quad \text{- для ламинарного режима;} \quad (7)$$

$$C_{F_T} = 0.074 / \sqrt[5]{\text{Re}_L} \quad \text{- для турбулентного режима.} \quad (8)$$

Рост сопротивления шероховатой поверхности по сравнению с гладкой нетрудно объяснить наличием в турбулентном пограничном слое ламинарного подслоя. Если бугорки на поверхности полностью погружены в ламинарный подслой, то они не вносят существенных изменений в характер ламинарного течения подслоя. Если же неровности превышают толщину подслоя и выступают над ним, то происходит турбулизация течения по всей толщине пограничного слоя, а коэффициент трения соответственно возрастает.

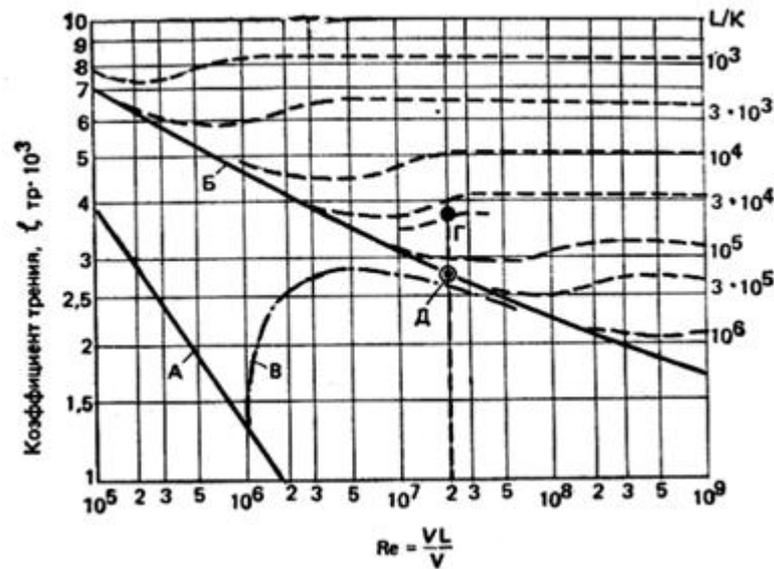


Рис.5. Зависимость коэффициента сопротивления трения ζ_{Tr} от числа Re и шероховатости поверхности корпуса.

Вихревое сопротивление (индуктивное сопротивление)

В полете за крылом тянется вихревая пелена. По мере продвижения вперед крыло закручивает все новые массы воздуха. В результате возрастает кинетическая энергия всей массы воздуха, закрученной крылом. Кинетическая энергия увеличивается за счет работы, совершаемой силой, действующей на воздух со стороны крыла. При этом возникает равная ей, но противоположно направленная сила реакции воздуха на крыло. Эту силу называют вихревым сопротивлением [12, 23].

Пусть крыло движется без скольжения с постоянной скоростью при постоянном угле атаки. При этом крыло совершит работу $X_{авх}V_{\infty}\Delta t$, а кинетическая энергия движения воздуха возрастет на величину кинетической энергии массы воздуха,

$$\rho_{\infty}V_{\infty}\Delta t \iint_{AA} \frac{1}{2} (v'_{ya}{}^2 + v'_{za}{}^2) dy_a dz. \quad (9)$$

Работа, совершенная крылом, равна изменению кинетической энергии движения воздуха. Поэтому

$$X_{авх}V_{\infty}\Delta t = \frac{1}{2} \rho_{\infty}V_{\infty}\Delta t \iint_{AA} (v'_{ya}{}^2 + v'_{za}{}^2) dy_a dz \text{ и } X_{авх} = \frac{\rho_{\infty}}{2} \iint_{AA} (v'_{ya}{}^2 + v'_{za}{}^2) dy_a dz. \quad (10)$$

Переходя от интегрирования по плоскости к интегрированию по контуру и используя связь между возмущенными скоростями и циркуляцией скорости вокруг крыла.

$$C_{xавх} = \frac{X_{авх}}{q_{\infty}S} = \frac{b^2}{2\pi S} \int_{-1}^{+1} \bar{\Gamma}(\zeta) d\zeta \int_{-1}^{+1} \frac{d\bar{\Gamma}(\zeta')}{d\zeta'} \frac{d\zeta'}{\zeta - \zeta'}, \quad (11)$$

где $\zeta = 2z/l$; $\bar{\Gamma}(\zeta) = \Gamma(\zeta)/(V_{\infty}b)$; $\Gamma(\zeta)$ - циркуляция скорости вокруг крыла в сечении ζ , ζ' - координата ζ в другом сечении.

Анализ этой формулы показывает, что на симметричном крыле конечного размаха при заданном удлинении коэффициент вихревого сопротивления минимален при эллиптическом законе изменения циркуляции $\bar{\Gamma}(\zeta)$ по размаху и определяется соотношением:

$$C_{xавх} = \frac{1}{\pi\lambda} C_{ya}^2. \quad (12)$$

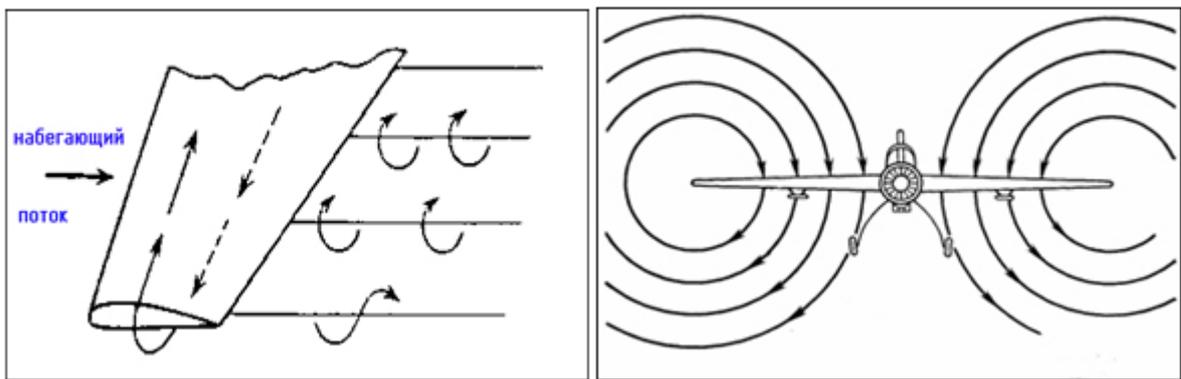


Рис.6. Свертывание вихревой пелены за крылом.

Полное сопротивление

В процессе моделирования обтекания крыла потоком вязкого газа определяются распределенные и суммарные аэродинамические характеристики. Вначале в связанной системе координат находим коэффициенты продольной и нормальной силы C_x , C_y , а затем по ним определяем коэффициенты C_{xa} и C_{ya} [12, 23]:

$$C_{ya} = C_y \cos \alpha - C_x \sin \alpha; \quad C_{xa} = C_x \cos \alpha + C_y \sin \alpha. \quad (13)$$

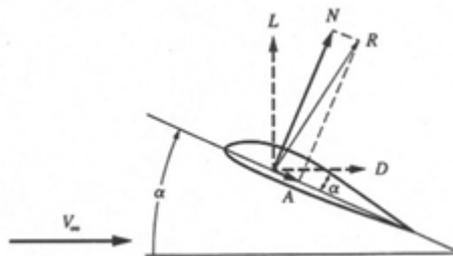


Рис.7. Индуктивное сопротивление крыла.

При безотрывном обтекании крыла конечного размаха коэффициент лобового сопротивления может быть представлен в виде суммы $C_{xa\min}$ и коэффициента индуктивного сопротивления:

$$C_{xa} = C_{xa\min} + C_{xai} = C_{xa\min} + D(C_{ya} - C_{ya\Pi})^2. \quad (14)$$

Рассмотрим пути уменьшения коэффициента лобового сопротивления и увеличения аэродинамического качества. При малой дозвуковой скорости коэффициент лобового сопротивления крыла складывается из коэффициентов профильного $C_{xa\Pi}$ и вихревого $C_{xавх}$ сопротивлений

$$C_{xa} = C_{xa\Pi} + C_{xавх}. \quad (15)$$

Поэтому для уменьшения общего коэффициента сопротивления C_{xa} необходимо уменьшать его составные части, т.е. коэффициенты $C_{xa\Pi}$ и $C_{xавх}$.

Рассмотрим сначала коэффициент профильного сопротивления:

$$C_{xa\Pi} = C_F + \Delta C_{x0вяз} + \Delta C_{xивяз} \quad (16)$$

C_F - коэффициент сопротивления трения; $\Delta C_{x0вяз}$ - коэффициент сопротивления давления, вызванного вязкостью, не зависящий от C_{ya} , а $\Delta C_{xивяз}$ - коэффициент сопротивления давления, вызванного вязкостью и отрывом потока, зависящий от разности $(C_{ya} - C_{ya\Pi})$.

Положив

$$C_{xa\Pi\min} = C_F + \Delta C_{x0вяз}; \quad \Delta C_{xивяз} = D_{\Pi}(C_{ya} - C_{ya\Pi})^2, \quad (17)$$

$$C_{xa\Pi} = C_{xa\Pi\min} + D_{\Pi}(C_{ya} - C_{ya\Pi})^2. \quad (18)$$

Где $C_{xa\Pi\min}$ - минимальное значение коэффициентов профильного сопротивления; D_{Π} - коэффициент пропорциональности.

Существует несколько путей для уменьшения $C_{xa\Pi}$, а именно необходимо:

1. Крыло сделать адаптивным, т.е. таким, чтобы его форма в полете менялась и на всех режимах обеспечивалось безударное обтекание (выполнялось условие $C_{ya\Pi} = C_{ya}$).
2. Предпринять меры по снижению минимального коэффициент профильного сопротивления, $C_{xa\Pi\min}$.

Для второго пути полезно исходить из выражения для минимального коэффициента профильного сопротивления [23]:

$$C_{xa\Pi\min} = 2C_{Fнл}n_c; \quad n_c = 1 + \psi_{кр} \cos^2 \chi; \quad \psi_{кр} = 2.7\bar{c} + 100\bar{c}^4;$$

или его упрощения для оценочных расчетов

$$C_{x\alpha\Gamma\min} = 0.0054(1 + 3\sigma \cos^2 \chi). \quad (19)$$

Влияние треугольного выступа на АДХ

Возникновение отрыва зависит от числа Re и формы профиля. Рассмотрим обтекание крыла конечного размаха под некоторым углом атаки.

Характер отрыва, его развитие и влияние на аэродинамические характеристики зависят от формы крыла и числа Re . Для предотвращения вредного поперечного перетекания воздуха в пограничном слое и ограничения зоны срыва ставят аэродинамические гребни. Для достижения той же цели делают уступы. Возникающие при этом вихри располагаются над крылом и играют роль перегородок. Заметим также, что в случае самолета нормальной схемы эти вихри уменьшают скос потока на горизонтальном оперении, что повышает его эффективность. В областях, где надо предотвратить отрыв потока ставят генераторы вихрей. Образующиеся на них вихри перемещают частицы внешнего потока, обладающие большей скоростью, ближе к поверхности. В результате сопротивление отрыву возрастает [3, 12, 20, 22, 23].

Изучая полет птиц, можно заметить, что строение птичьего крыла обычно имеет выступающую вперед часть на месте сгиба. Можно предположить, что такое устройство не случайно. Таким образом природа создает барьер, препятствующий отрыву потока.

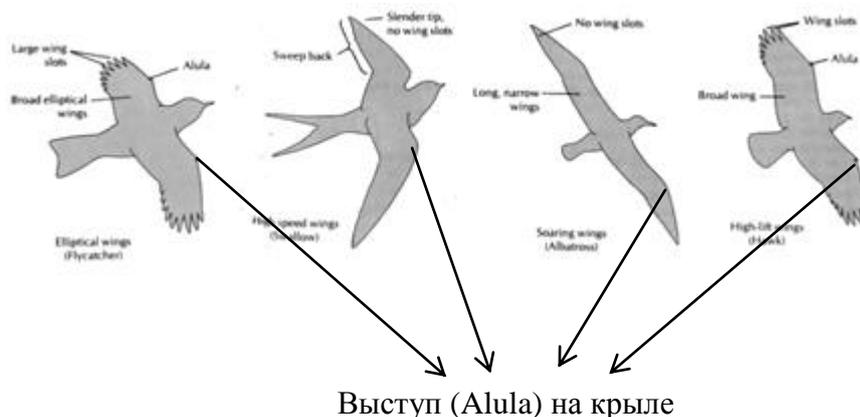


Рис.8. Птичье крыло имеет изгиб в месте которого крыло обычно имеется небольшой выступ. У разных птиц этот выступ имеет различные вариации.

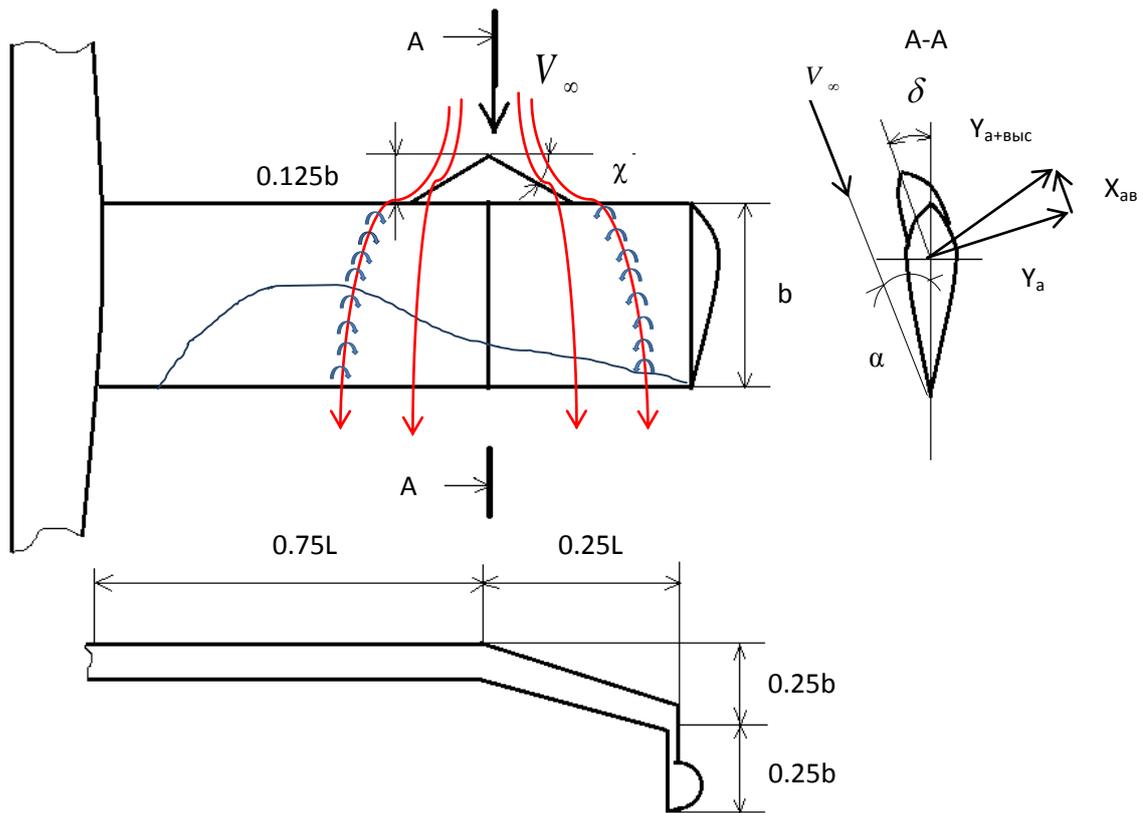


Рис.9. Выступ на передней кромке крыла и вероятные вихревые жгуты.

Влияние стреловидности на АДХ крыла

Пусть цилиндрическое крыло бесконечного размаха движется поступательно со скоростью \vec{V} . По определению, угол β между вектором \vec{V} и плоскостью, перпендикулярной передней кромке, является углом скольжения [12, 23].

Выразим эти силы через аэродинамические коэффициенты, положив

$$X_{aДn} = C_{xaДn} \frac{\rho V_n^2}{2} b_n l; Y_{an} = C_{yan} \frac{\rho V_n^2}{2} b_n l \quad (20)$$

Обозначим лобовое сопротивление прежнего элемента крыла при его движении со скольжением $X_{aД}$, а действующую на него подъемную силу - Y_a . Представим эти силы в виде:

$$X_{aД} = C_{xaД} \frac{\rho V_n^2}{2} b_n l; Y_a = C_{ya} \frac{\rho V_n^2}{2} b_n l \quad (21)$$

В идеальном газе перемещение цилиндрического крыла вдоль образующих не меняет действующие на него силы, а лобовое сопротивление всегда является составлении, обратном направлению поступательного движения.

$$X_{aД} = X_{aДn} \cos \beta; Y_a = Y_{an}. \quad (22)$$

Учитывая, что $V_n = V \cos \beta$

$$C_{xaД} = C_{xaДn} \cos^3 \beta, \quad (23)$$

$$C_{ya} = C_{yan} \cos^2 \beta. \quad (24)$$

Представим C_{ya} и C_{yan}

$$C_{ya} = C_{ya}^\alpha (\alpha - \alpha_0); C_{yan} = C_{yan}^{\alpha_n} (\alpha_n - \alpha_{n0}) \quad (25)$$

$$C_{ya}^\alpha = C_{yan}^{\alpha_n} \cos \beta; \alpha_0 = \alpha_{n0} \cos \beta. \quad (26)$$

Оценим влияние скольжения крыла с заданным профилем на его аэродинамические характеристики при малой дозвуковой скорости и небольшом угле атаки. В этом случае лобовое сопротивление определяется в основном трением (вихревого сопротивления нет). Вклад сопротивления давления $C_{xaД}$ очень мал, и им можно пренебречь. В то же время коэффициент трения от скольжения не зависит. Поэтому в первом приближении можно считать, что скольжение не влияет на коэффициент лобового сопротивления. А несущие свойства ухудшаются.

При малой дозвуковой скорости производная $C_{yan}^{\alpha_n}$ скользящего крыла (профиля) не зависит от M_n и, следовательно, от β . Приближенно можно считать $C_{yan}^{\alpha_n} = 2\pi$. Что $C_{ya}^\alpha = 2\pi \cos \beta$ и $C_{ya} = 2\pi(\alpha - \alpha_0) \cos \beta$. Видно, что с увеличением β производная C_{ya}^α и коэффициент C_{ya} уменьшаются.

Считая половины крыла скользящими крыльями и полагая $|\beta_L| = |\beta_\Pi| = |\chi_{ПК}|$

$$C_{xaД} = C_{xaДn} \cos^3 \chi_{ПК}; C_{ya} = C_{ya}^\alpha (\alpha - \alpha_0); C_{ya}^\alpha = C_{yan}^{\alpha_n} \cos \chi_{ПК} \quad (27)$$

При скольжении стреловидного крыла углы скольжения его половин разные:

$$\beta_L = \chi_{ПК} + \beta; \beta_\Pi = -\chi_{ПК} + \beta \quad (28)$$

На левой половине:

$$C_{yaЛ} = C_{yaЛ}^\alpha (\alpha - \alpha_0); C_{yaЛ}^\alpha = C_{yan}^{\alpha_n} \cos(\beta + \chi_{ПК}), \quad (29)$$

а на правой

$$C_{ya\Pi} = C_{ya\Pi}^{\alpha}(\alpha - \alpha_0); \quad C_{ya\Pi}^{\alpha} = C_{ya_n}^{\alpha_n} \cos(\beta - \chi_{ПК}). \quad (30)$$

В результате при скольжении стреловидного крыла возникает момент крена.

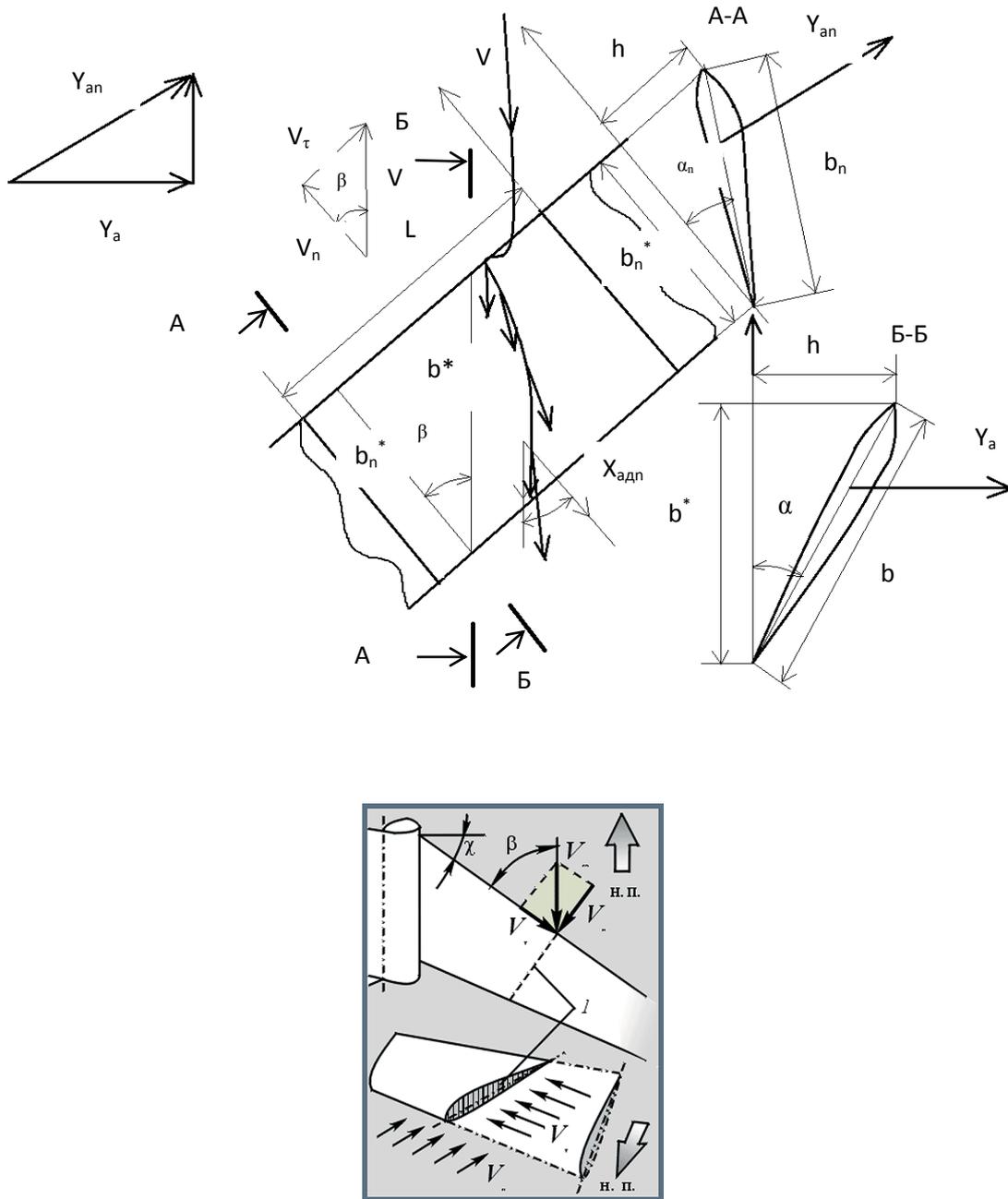


Рис.10. Линии тока скользющем крыле.

Поплавки - законцовки

В последнее время для уменьшения лобового сопротивления крыла начали применять вертикальные законцовки крыла (ВЗК). Вертикальные законцовки крыла ослабляют поперечные перетекания на крыле и тем самым уменьшают вихревое сопротивление [6, 7, 10, 14, 15].

На передних частях концевых кромок крыла, где ВЗК нет, воздух перетекает с нижней поверхности на верхнюю. В результате он закручивается. Поэтому поток набегающий на ВЗК под углом атаки α_K . Рассмотрим два варианта: в первом случае ВЗК направлены вверх, во втором случае - вниз. При этом на краю крыла образуется вихревой поток. В обоих случаях расстояние от центра вихря до края крыла будет одинаковым. Но в первом варианте обтекаемый поток поднимается над крылом, а во втором случае упирается в законцовку крыла, см. рис. 11.

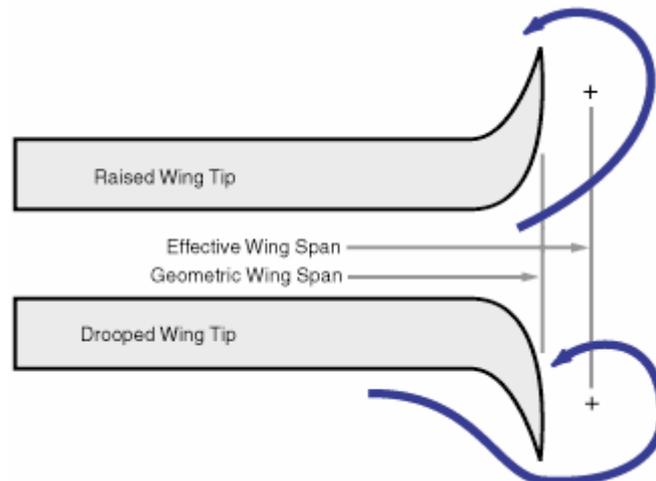


Рис.11. Расположение вихревого потока на ВЗК.

ВЗК уменьшают вихревое сопротивление крыла и создают аэродинамическую тягу. Это тяга создается за счет использования энергии вращательного движения воздуха, возникшего при его перетекании через переднюю часть боковой кромки.

Сила лобового сопротивления ВЗК X_{aK} во всех случаях положительная и совпадает с вектором скорости набегающего потока \vec{V}_K . Эта сила складывается из профильного и вихревого сопротивлений. Но при оптимальном α_K суммарная аэродинамическая сила, действующая на ВЗК $\vec{R}_{AK} = \vec{X}_{aK} + \vec{Y}_{aK}$, значительно отклоняется вперед и возникает направленная вперед сила \vec{X}_K , которую можно рассматривать как тягу, действующую на крыло, см. рис. 12.

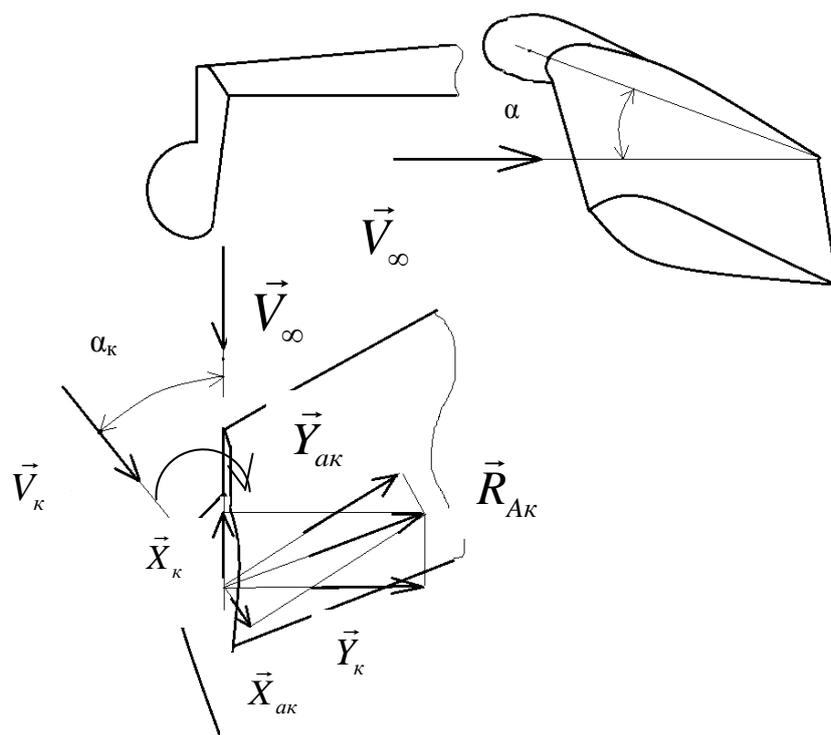


Рис.12. Вертикальные законцовки крыла.

Очевидно, что все перечисленные выше способы уменьшения C_{xa} позволяют увеличивать аэродинамическое качество K .

Геометрия крыла

В работе исследовались крылья нескольких модификаций, приведенные на рис. 13 - 15.

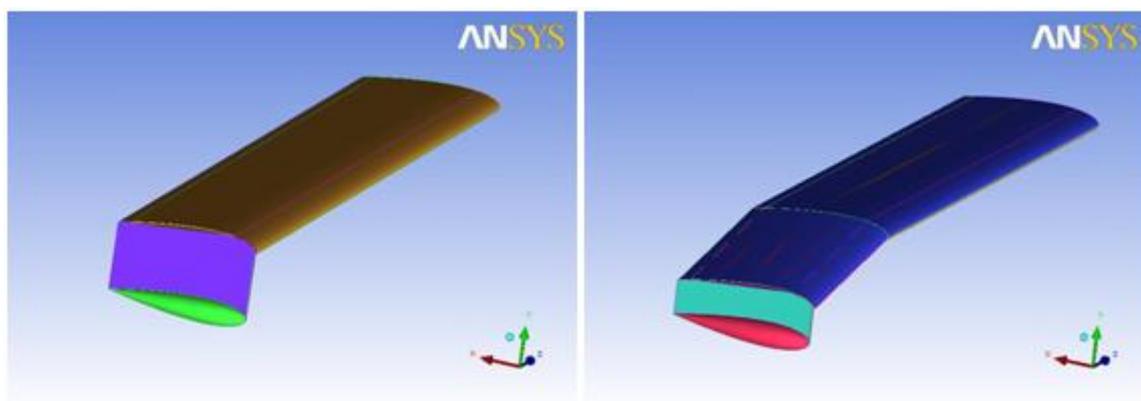


Рис.13. Крыло L0.5 и Mix0.5.

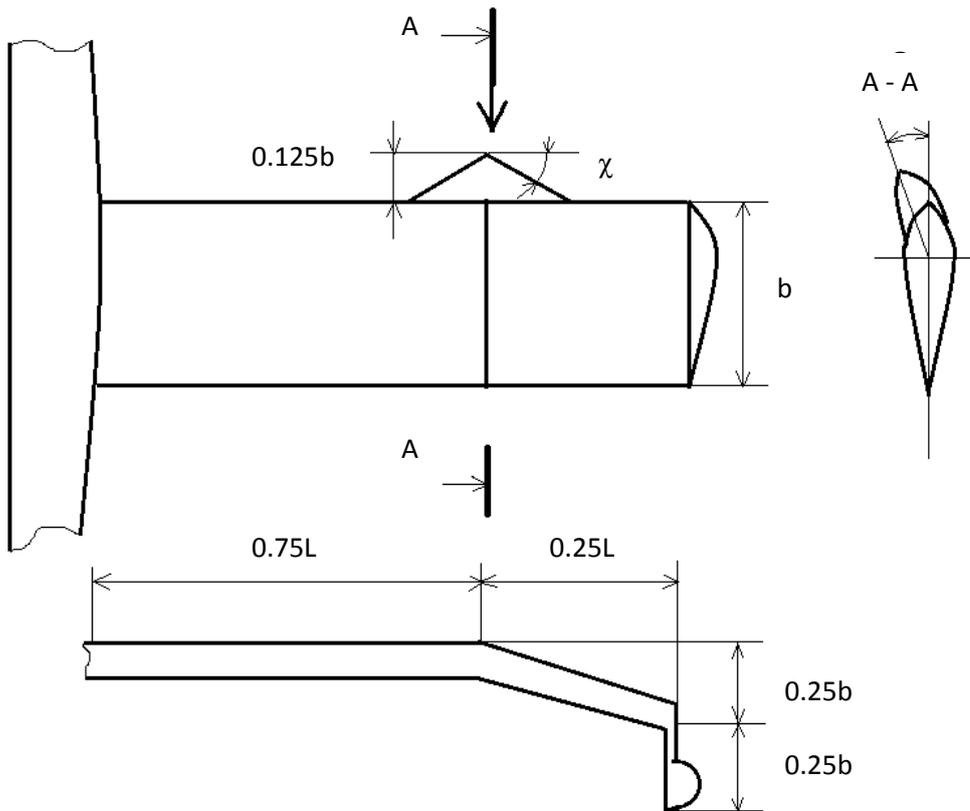
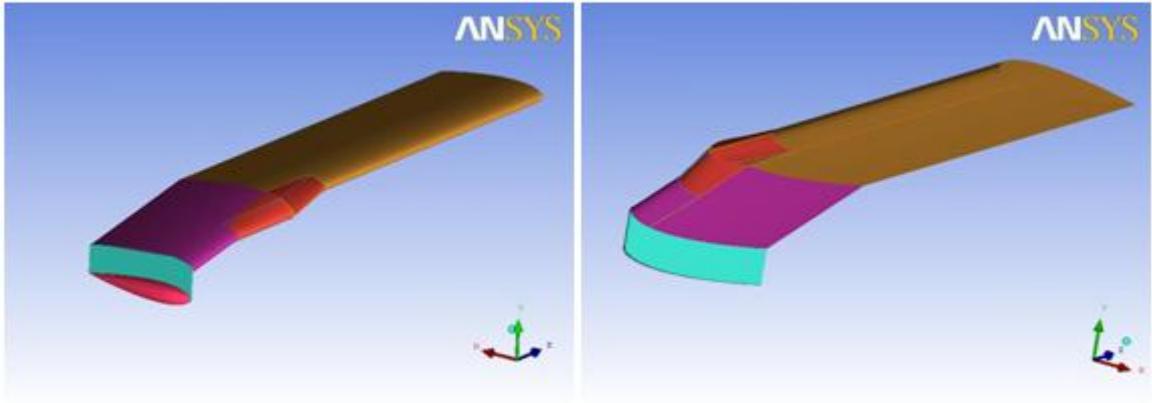


Рис.14. Крыло Mix0.5 с треугольным выступом (Modif1T0.5).

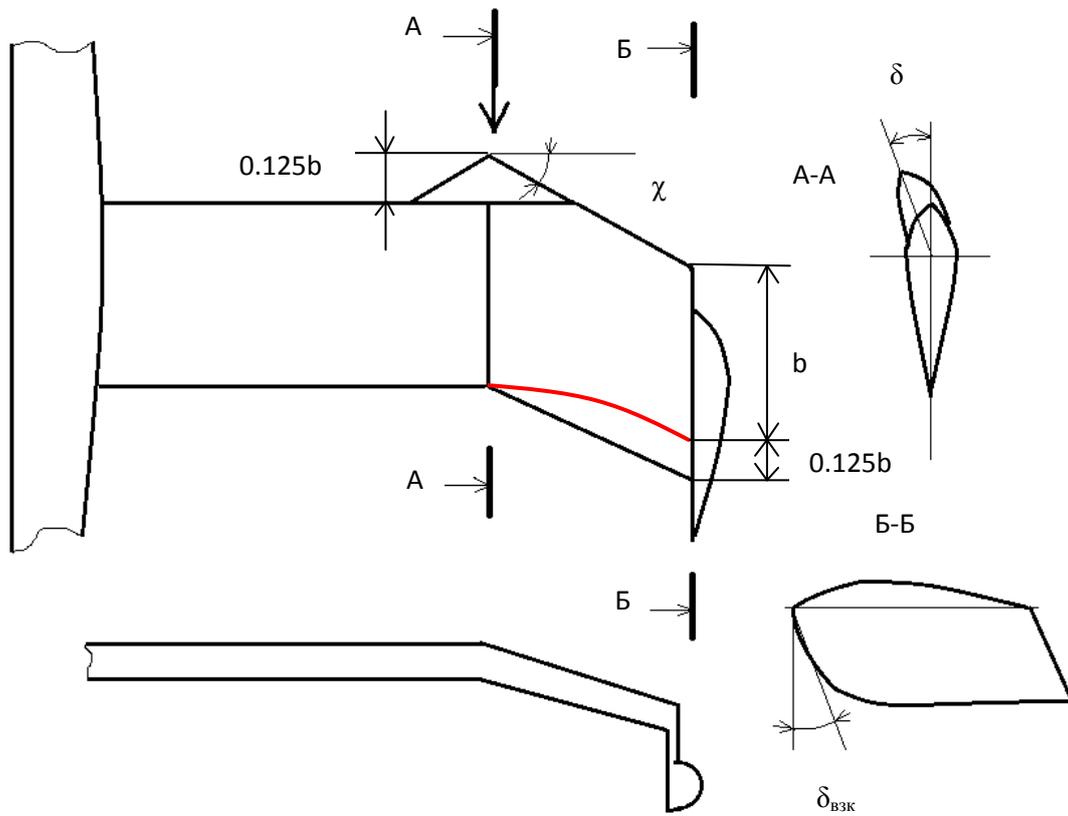
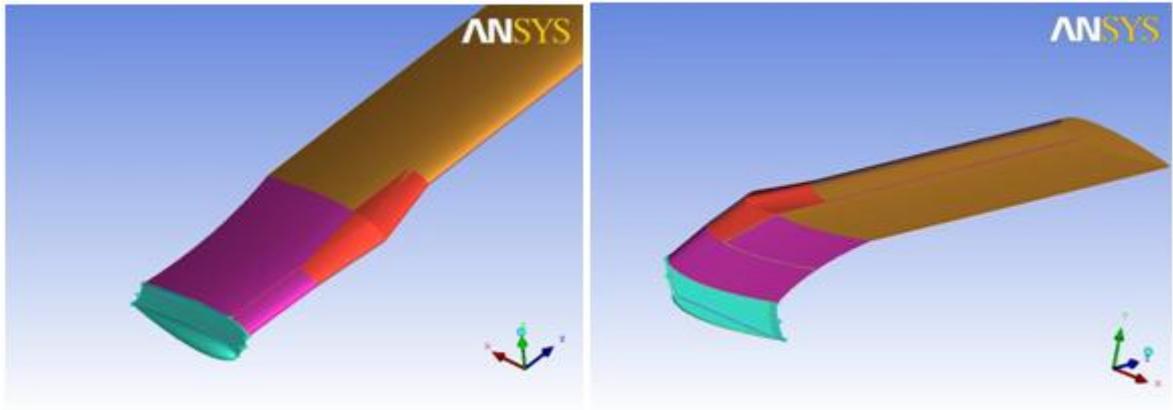


Рис.15. Крыло Мiх0.5 с треугольным выступом (Modif2ST0.5).

Результаты расчетов

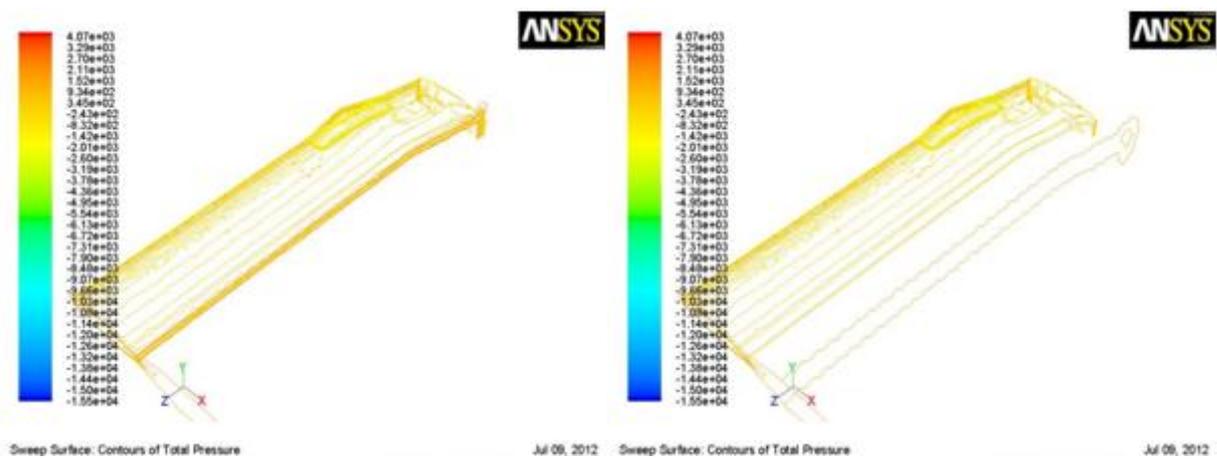


Рис.16. Изолинии полного давления на поверхности крыла (Modif1T0.5), угол атаки $\alpha=4.5^\circ$.

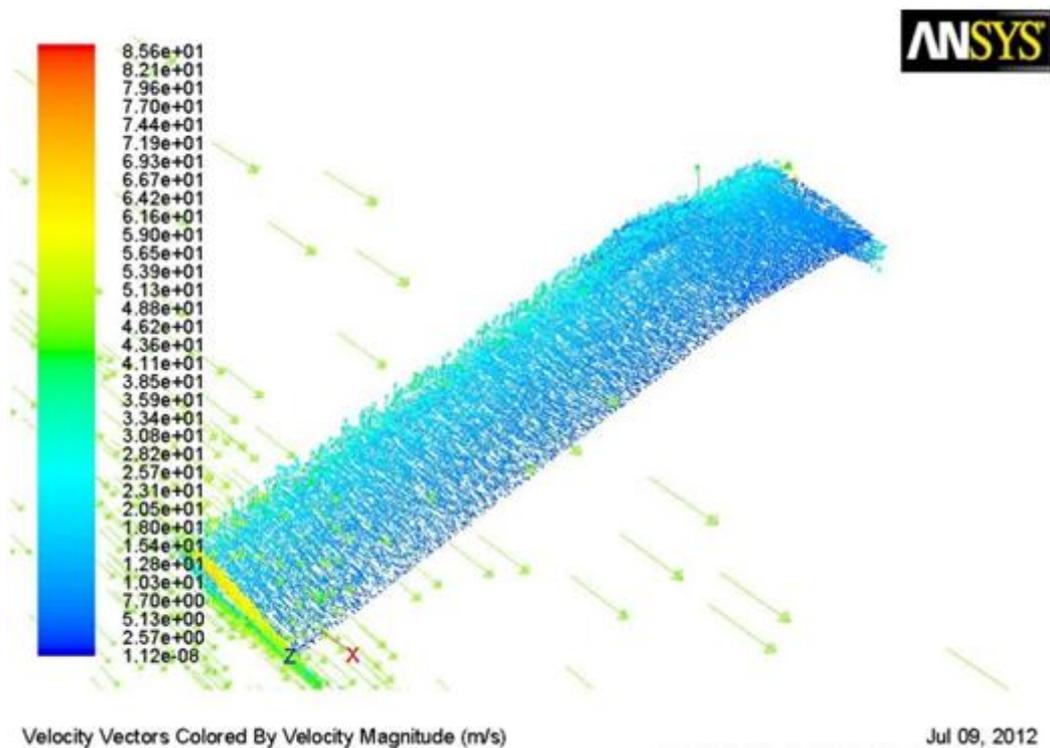


Рис.17. Поле векторов скорости (Modif1T0.5), угол атаки $\alpha=4.5^\circ$.

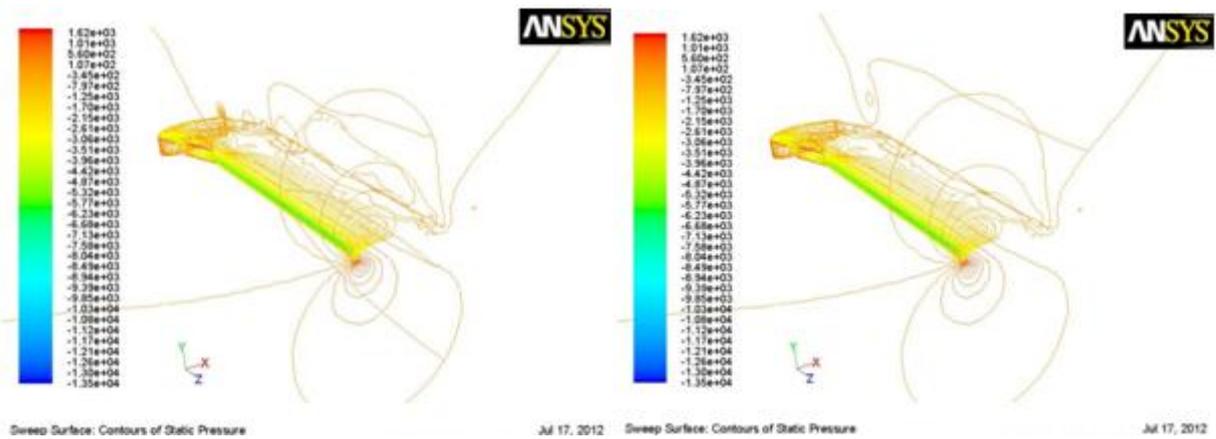


Рис.18. Изолинии статического давления на поверхности крыла (Modif1T0.5), угол атаки $\alpha=15^\circ$.

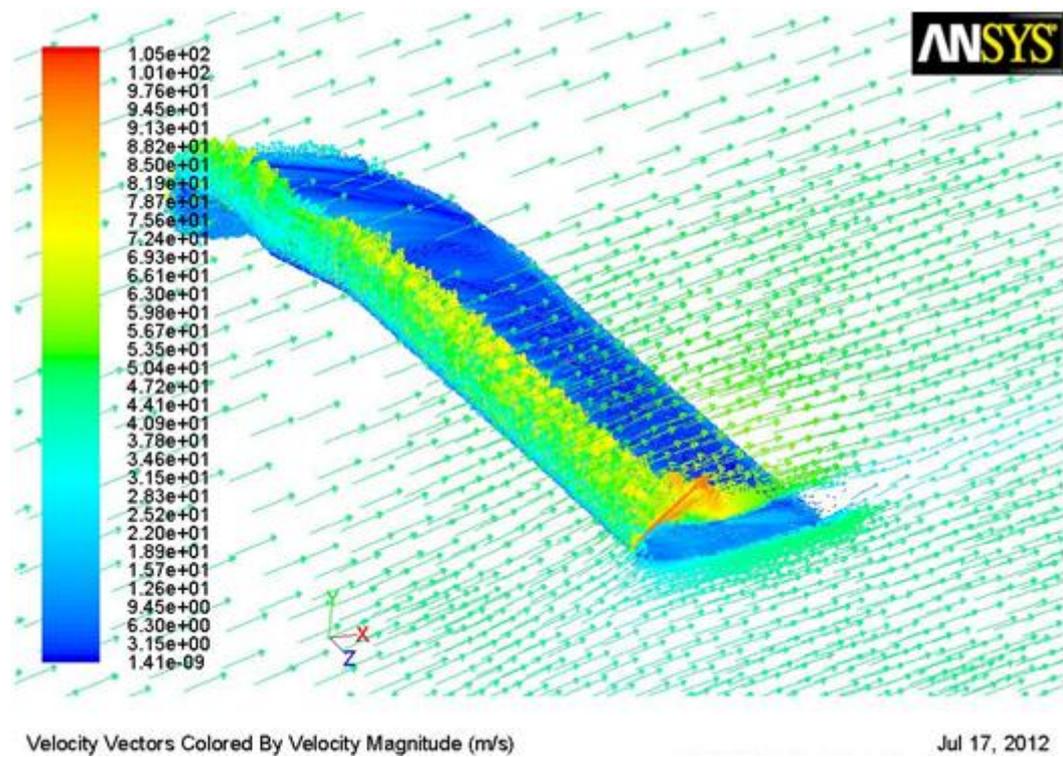


Рис.19. Поле векторов скорости (Modif1T0.5), угол атаки $\alpha=15^\circ$.

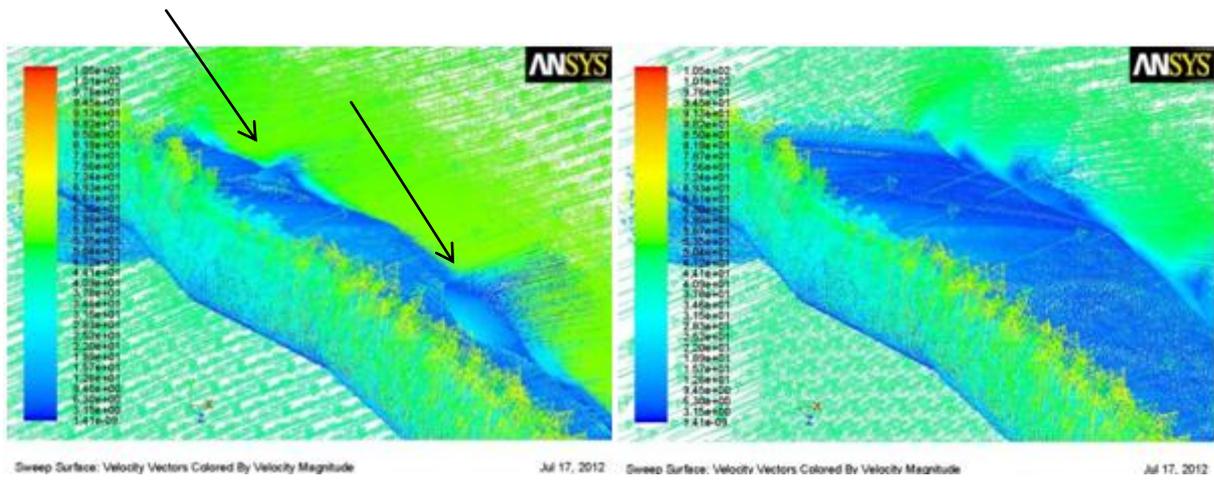


Рис.20. Поле векторов скорости над крылом (Modif1T0.5), угол атаки $\alpha=15^\circ$.

Образование двух вихрей над крылом.

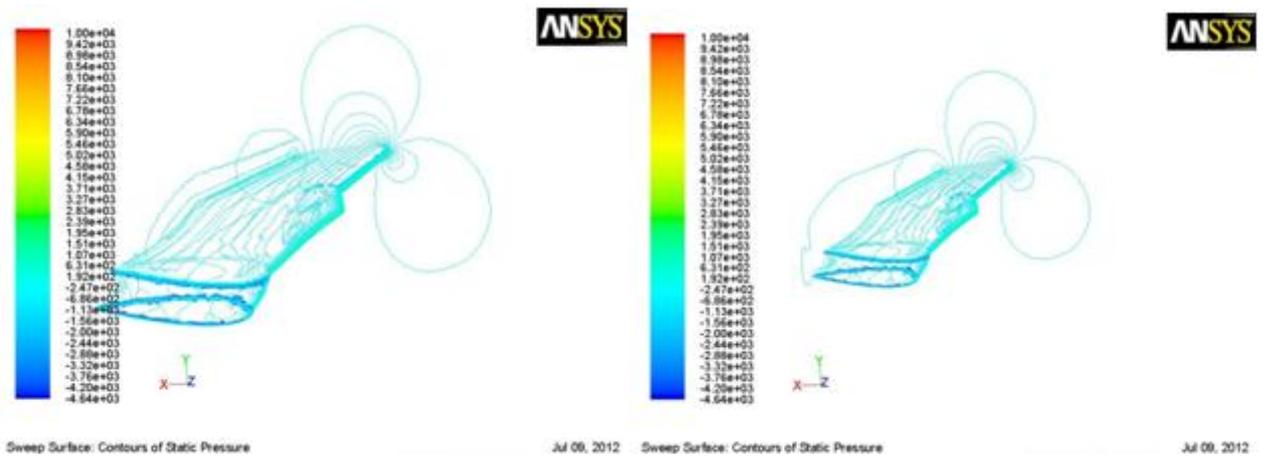


Рис.21. Изолинии статического давления (Modif2ST0.5), угол атаки $\alpha=4.5^\circ$.

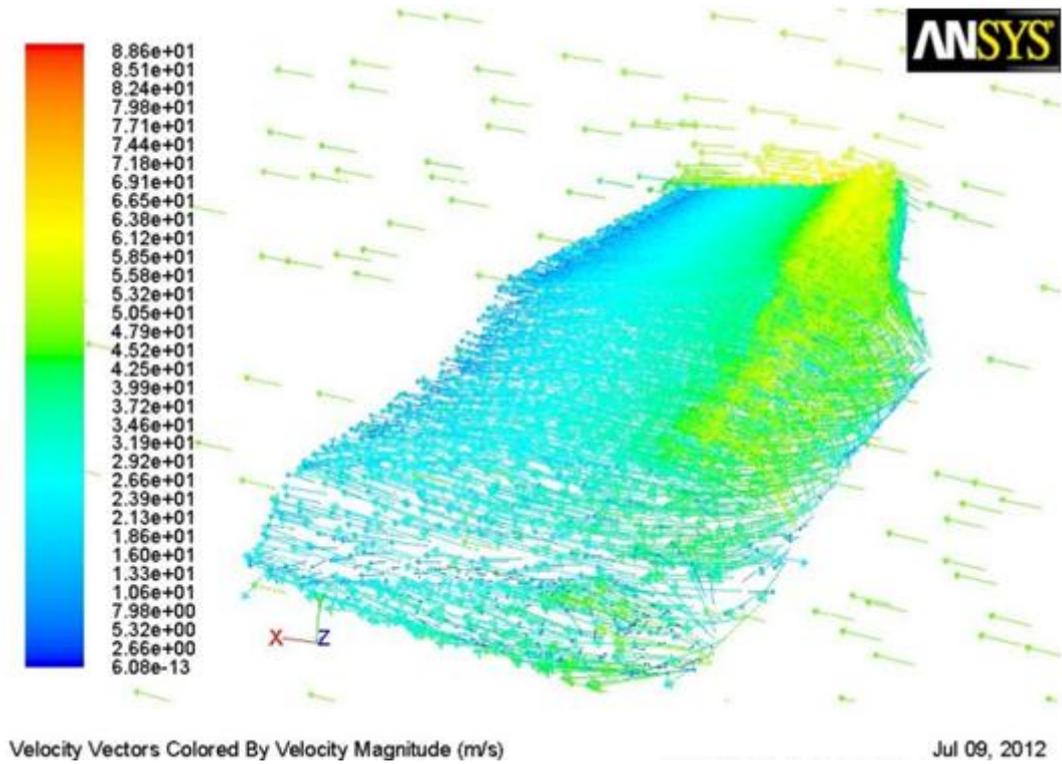


Рис.22. Поле векторов скорости (Modif2ST0.5), угол атаки $\alpha=4.5^\circ$.

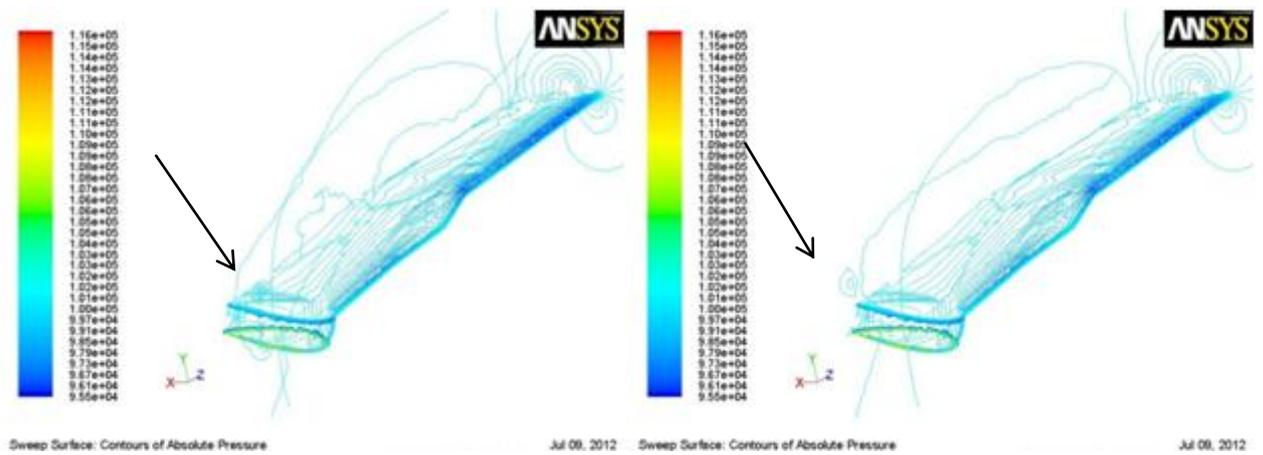


Рис.23. Изолинии статического давления (Modif2ST0.5), угол атаки $\alpha=15^\circ$.

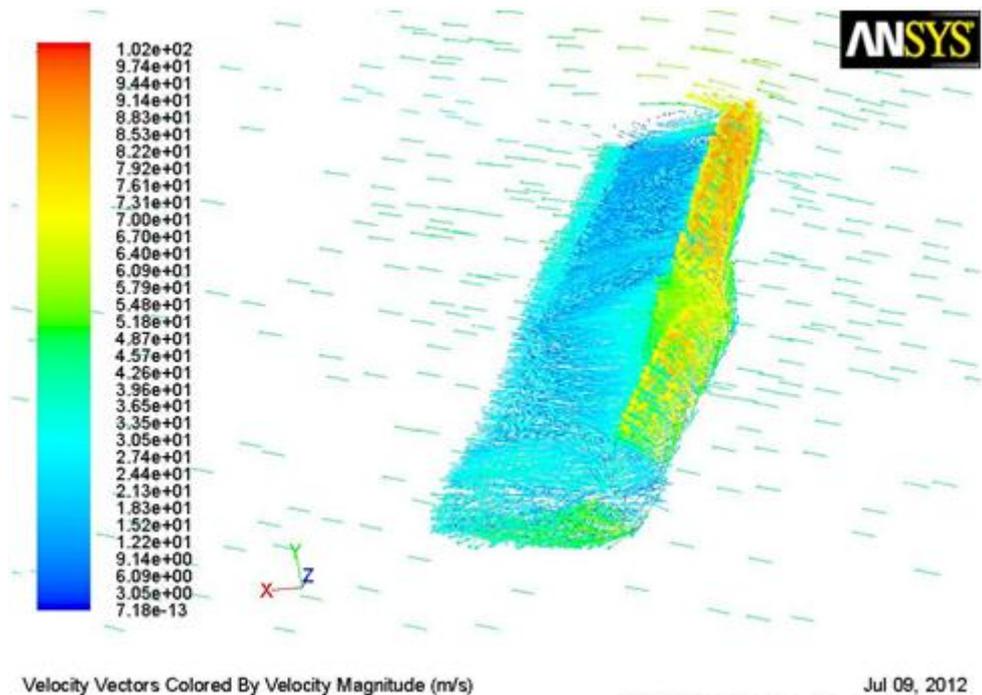


Рис.24. Поле векторов скорости (Modif2ST0.5), угол атаки $\alpha=15^\circ$.

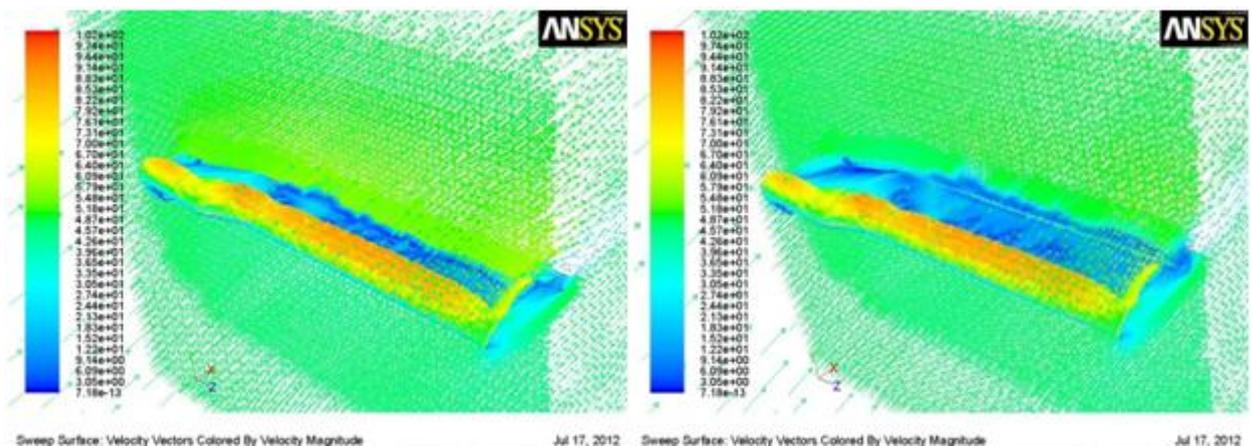


Рис.25. Поле векторов скорости над крылом (Modif2ST0.5), угол атаки $\alpha=15^\circ$.

Суммарные аэродинамические коэффициенты

На рис. 26 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.

На рис. 27 показаны графики зависимости подъемной силы от угла атаки. Здесь мы видим, что график производной подъемной силы по углу атаки в случае модифицированных крыльев круче, чем в остальных случаях. Максимального значения достигает крыло (Modif1T0.5)

На рис. 29 мы видим, что аэродинамическое качество модифицированных крыльев (Modif2ST0.5) и (Modif1T0.5) превышает качество прямого крыла на 60-70%.

На рис. 30 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.

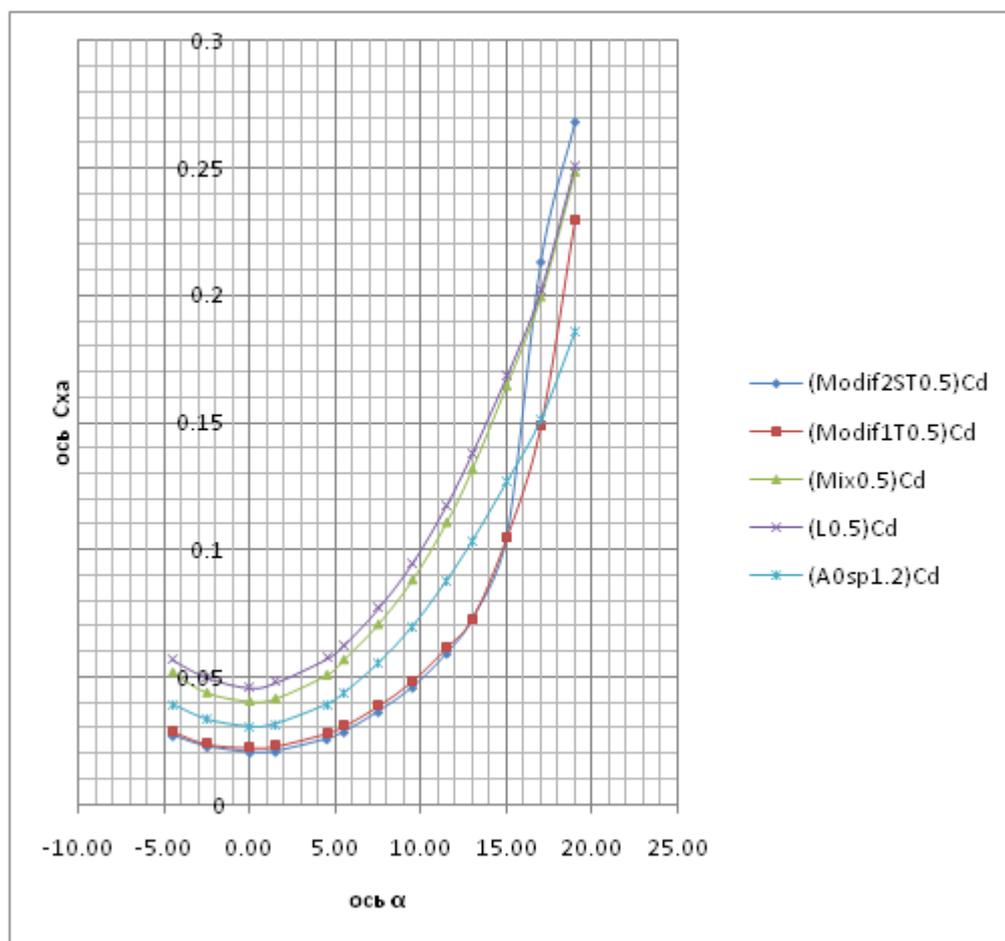


Рис.26. Коэффициент лобового сопротивления.

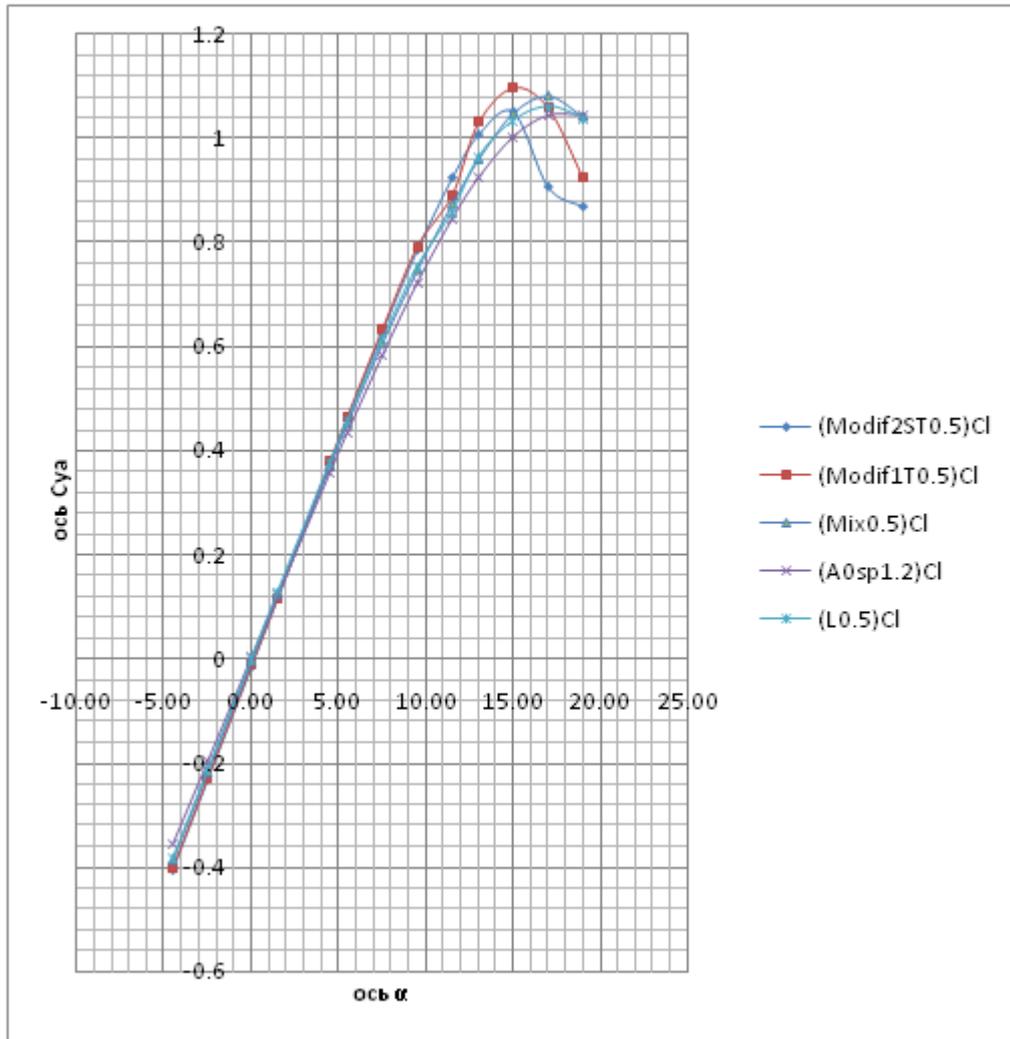


Рис.27. Коэффициент подъемной силы.

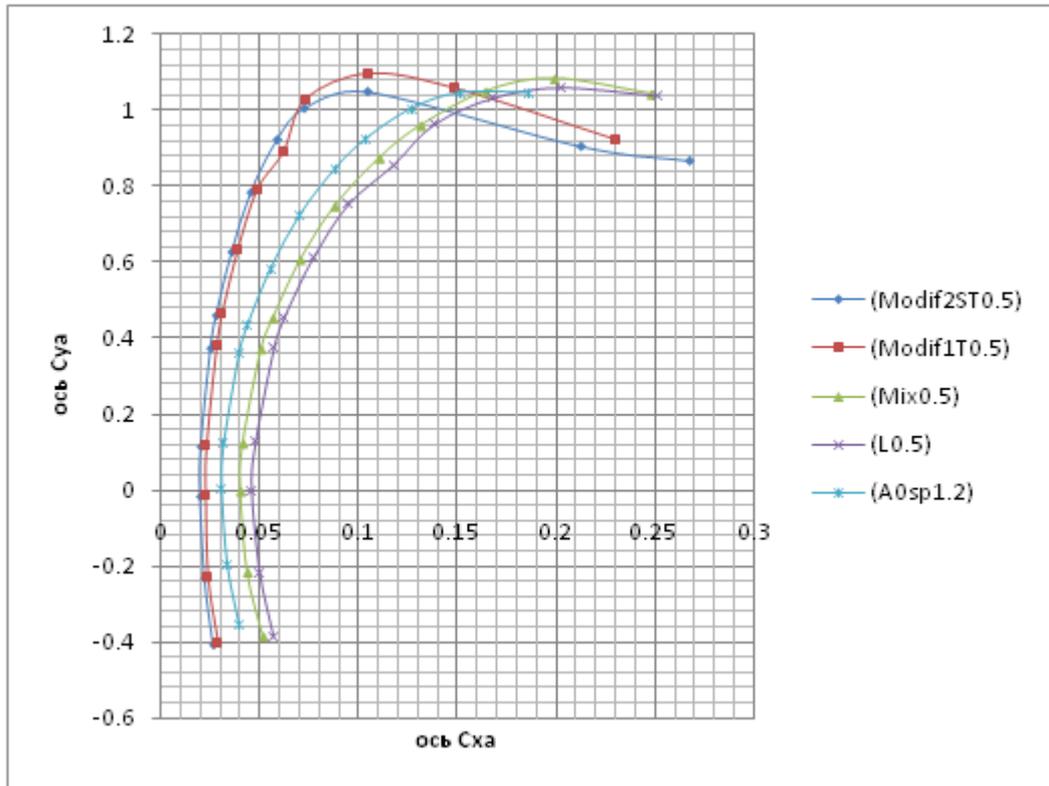


Рис.28. Поляра.

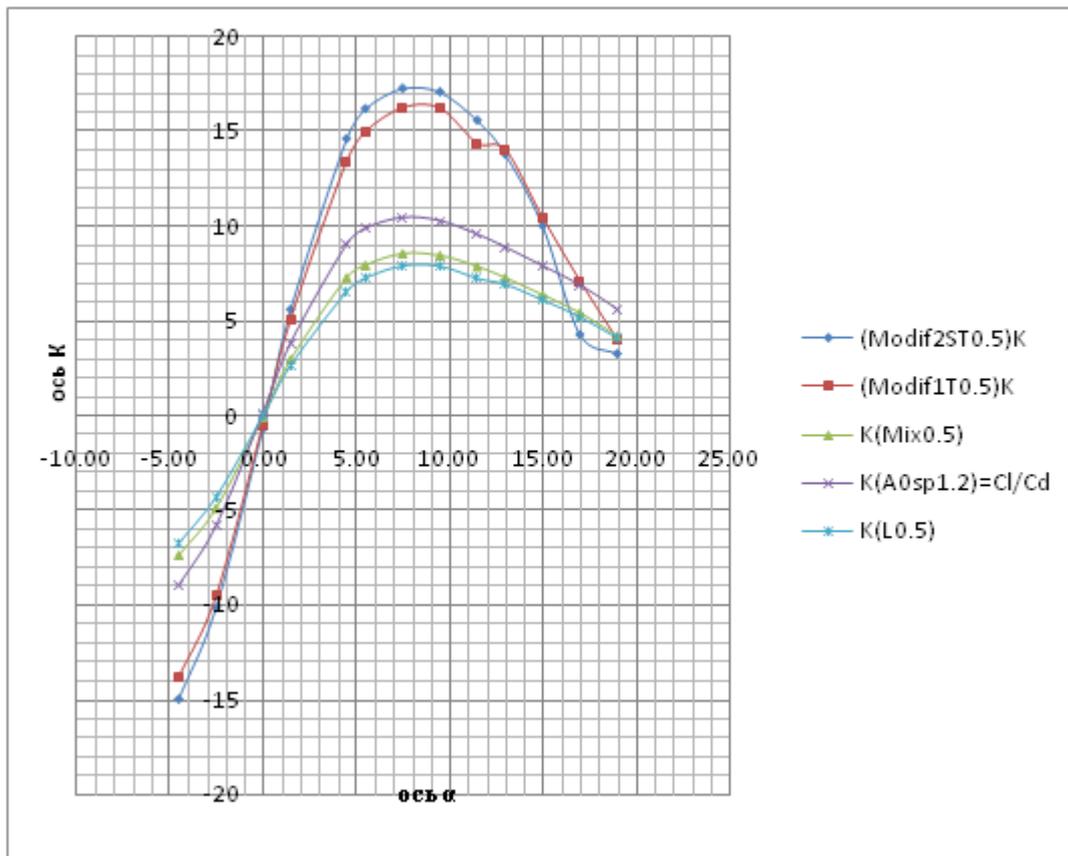


Рис.29. Аэродинамическое качество.

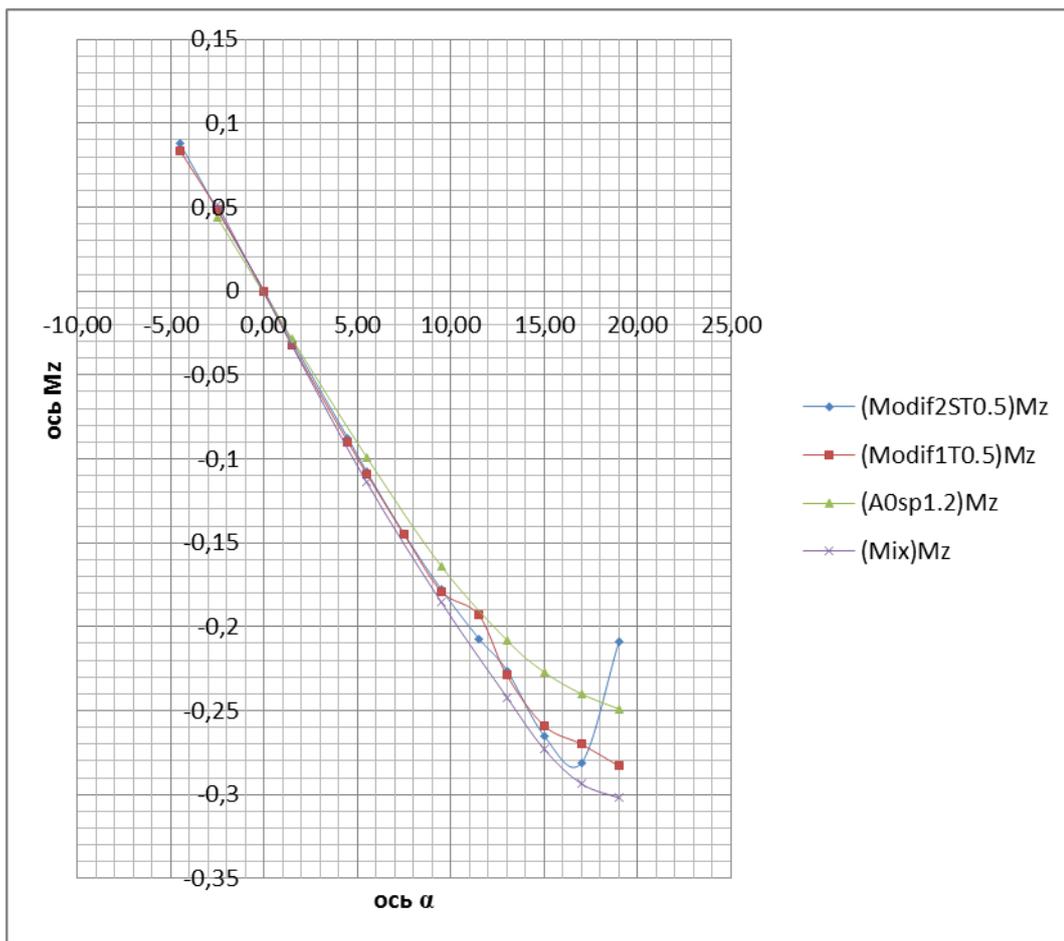


Рис.30. Коэффициент момента тангажа.

Вывод по результатам работы

На рис. 31 показано минимальное лобовое сопротивление. Из графика видно, что самые низкие значение сопротивления у крыльев с выступом. Худшие показатели здесь у крыльев (L0.5) и (Mix0.5), что объясняется наличием дополнительного сопротивления из-за поплавков. Наличие выступа помогает уменьшить влияние поплавков.

На рис.32 видно, что наибольшая подъемная сила достигается у крыла (Modif1T0.5). Из-за влияния стреловидности крыло (Modif2ST0.5) теряет подъемную силу.

Значение производной подъемной силы по углу атаки на графике 33 максимально для модифицированных крыльев с выступом. Крылья (L0.5) и (Mix0.5) в принципе подходят для применения на гидросамолетах, но проигрывают модифицированным крыльям в сопротивлении.

Из рис. 34 видно насколько сильно отличается качество в лучшую сторону для крыльев с треугольным выступом.

Из всего вышеизложенного 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.

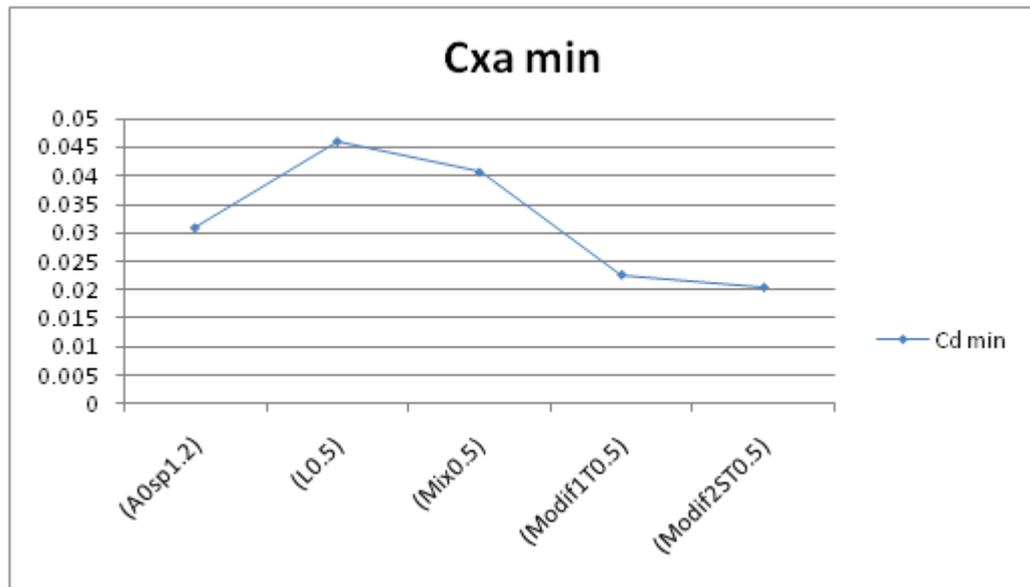


Рис.31. Минимальное лобовое сопротивление.

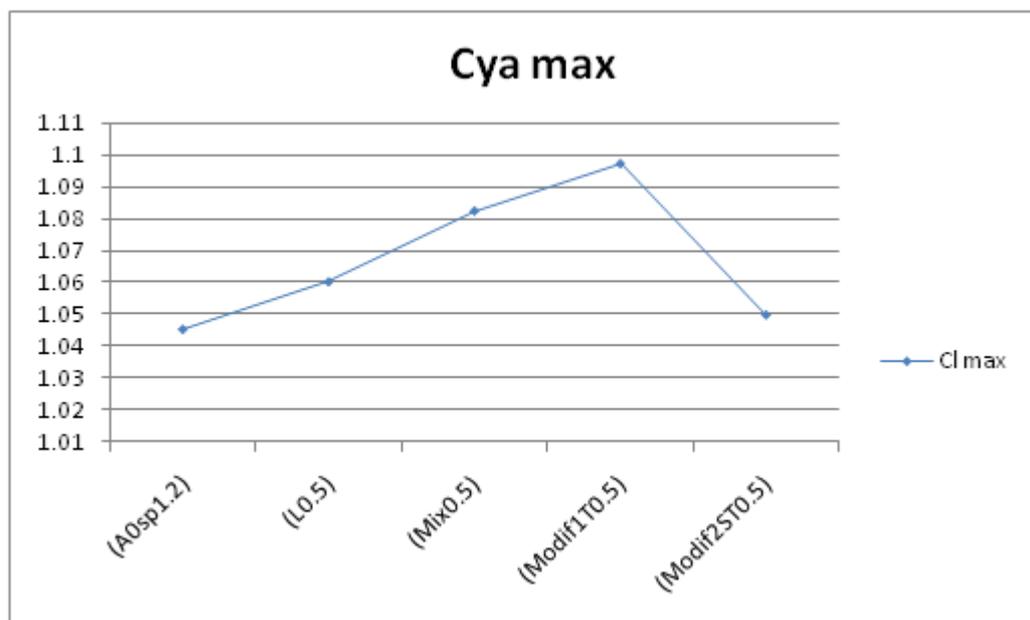


Рис.32. Максимальное значение коэффициента подъемной силы.

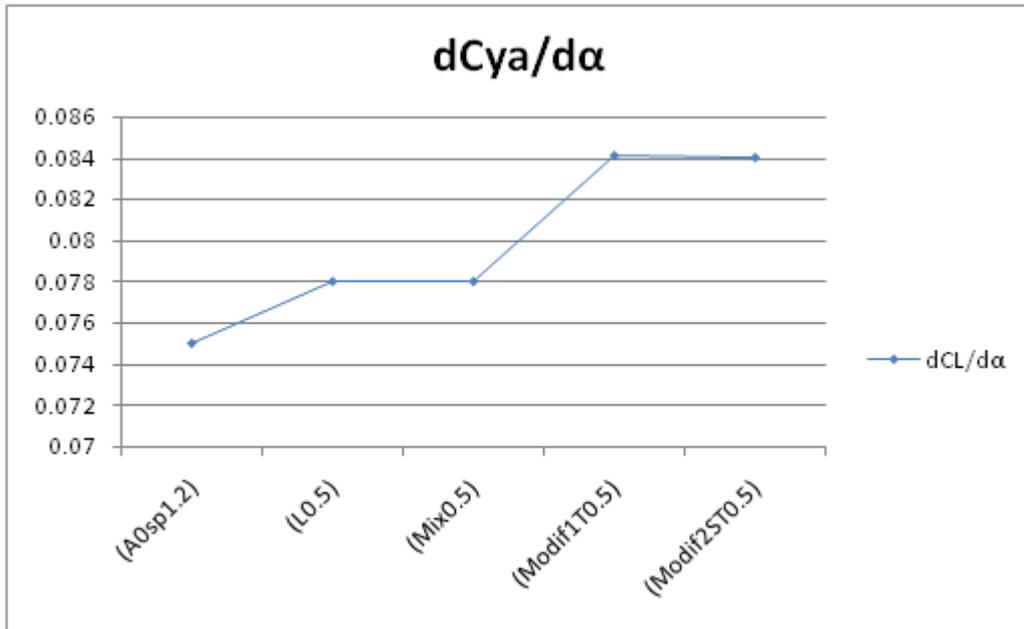


Рис.33. Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки.

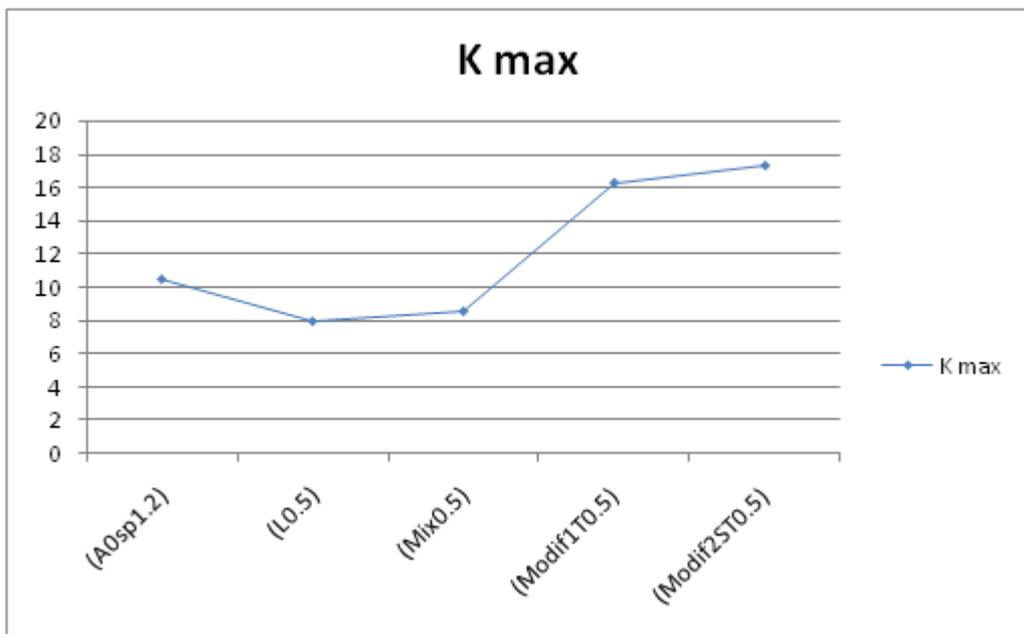


Рис.34. Максимальное аэродинамическое качество.

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, 784p.
3. John D. Anderson, Jr. Fundamentals of Aerodynamics [Hardcover]. – McGraw–Hill Science/Engineering/ Math, 3 edition, January 2, 2001, 892p.
4. Арепьев А.Н. Проектирование легких пассажирских самолётов. – М.: Изд-во МАИ, 2006. - 640с.
5. Бондарев Е.Н., Дубасов В.Т., Рыжов Ю.А. и др. Аэрогидромеханика. – М.: Машиностроение, 1993, 608с.
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. Kirill V. Rozhdestvensky. Aerodynamics of a lifting system in extreme ground effect. – Springer-Verlag Berlin and Heidelberg GmbH & Co. K, 2000, 362p.
8. Волков Г. Основы гидроавиации. – М.: Государственное военное издательство наркомата обороны СССР, 1940г., 248с.
9. Мунро В. Проектирование и расчет гидросамолетов (Перевод с англ.). – М-Л, Главная редакция авиационной литературы, 1935, 147с.
10. Levi Neal, Neal Harrison, Dzelal Mujezinovic. Wingtip Devices. – Virginia Polytechnic Institute and State University. March 29th, 2004, 26p.
11. Самсонов П.Д. Проектирование и конструкции гидросамолётов. – Л-М: Главная редакция авиационной литературы, 1936г., 372с.
12. Аржаников Н.С., Садекова Г.С. Аэродинамика летательных аппаратов: Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. – М.: Высш. шк., 1983, 359с., ил.
13. 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, 2006, Volume 92/2006, pp. 59-68.
14. 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 2008, 2009, pp. 223-242.

15. Liang Yun, Alan Bliault, Johnny Doo. WIG Craft and Ekranoplan: Ground Effect Craft Technology [Hardcover]. – Springer; 1 edition, December 16, 2009, 458p.
16. Брэдшоу П. Введение в турбулентность и ее измерение. – М.: Мир, 1974 г., 279с.
17. Г. Шлихтинг. Теория пограничного слоя. – М.: “Наука”, 1974 г., 712с.
18. Wilcox D.C. Turbulence modeling for CFD. Book: DCW Industries Inc., 1998, 537p.
19. Белов И.А., Исаев С.А. Моделирование турбулентных течений. – СПб.: Балт. гос. тех. унив., 2001г., 109с.
20. Chklovski T. Pointed-Tip Wings at Low Reynolds Numbers. – The University of Southern California, USA, January 2012.
21. Mark Guerrero, Dan Clark. Yak 52 Wingtip Design. – San Jose State University, Mechanical Engineering Department / ME195B Senior Design Project Spring 2010, Senior Design Report, 93p.
22. Ruppell G. Bird Flight. - Van Nostrand Reinhold Co., New York, 1977, 191p.
23. Колесников Г.А., Марков В.К., Михайлюк А.А. Аэродинамика летательных аппаратов. – М.: Изд-во Машиностроение, 1993, 544с.
24. Сакорнсин Р., Попов С.А. Оптимизация аэродинамического облика крыла гидросамолета с поплавком на конце. – Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 57, 2012.