

УДК 533.6.04

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-377131201671109>Зинченко Д. Н.¹, доцент, Колбакыр Д.², аспірант

ФОРМИРОВАНИЕ ГЕОМЕТРИИ КРЫЛА ПОРТАТИВНОГО ВЫСОТНОГО САМОЛЕТА

En Atmospheric conditions at high-altitudes challenge aircraft wing design. High altitude operations require high-performance solutions in air vehicle aerodynamics such as wing configuration, drag reduction, high value of lift coefficient. High-altitude aircraft developed at the moment have significant size due to those requirements. Overall goal is to overcome the storage and transportation limitations of high altitude aircraft and implement portability options. Therefore a portable high altitude aircraft wing was developed. It is necessary for the UAV to have a high value of aerodynamic quality K_{\max} , for maximum achievable altitude. High value of aerodynamic quality requires large wing aspect ratio λ , which is determined by the wing area and wing length. Two computational 3D models of UAV wing were made and analyzed for lift distribution over the span. To eliminate possible errors, flow calculation around the wings is executed by various aerodynamic computational methods: panel-vortex and finite element method. For wing profile R-III-A-15 airfoil was selected. Both wings have identical geometry parameters except the tip of second wing has an angle of -5° . Result of analysis shows that lift distribution over the span is not optimal. Therefore further optimizations were made. Three different types of wing geometry are designed for improving the first version of the portable high UAV wing. These are straight wing, combined wing with straight center section and trapezoid console, straight wing with elliptical tip. Those wings were compared for value of $C_{y_{\max}}$ and K_{\max} and lift distribution over the span. Results clearly demonstrate advantages of straight wing with elliptical tip section, which allows the continual flow of finite wings to a much greater extent than other reviewed options, which makes it possible to ensure effective control by the roll at supercritical flight conditions such as stall and tail spin. However, other important characteristics, especially $C_{y_{\max}}$ and K_{\max} have not significantly been reduced by comparing.

Ua У статті розглянуті особливості аеродинамічного проектування крила літака, обумовлені вимогами експлуатації літального апарату на великих висотах, суміщеними з актуальними питаннями релізації вимог портативності ЛА. За результатами виконаного аналізу розподіленних аеродинамічних характеристик попередньої компоновки крила висотного ЛА, прийнятого за прототип, сформовані рекомендації по аеродинамічному проектуванню крилами заввишки ЛА з урахуванням реальних конструктивних обмежень, що накладаються на конструкцію наявністю рознімних вузлів. Отримане в результаті математичного моделювання обтікання розподіл підйомної сили уздовж розмаху консолі наочно демонструє наявність місцевих відривів потоку, що може бути причиною втрати керованості ЛА на критичних режимах

¹ *Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», кафедра приборов и систем управления летательными аппаратами*

² *Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», факультет авиационных и космических систем*

польоту. Запропоновано аеродинамічна компоновка крила портативного висотного ЛА, що дозволяє забезпечити одночасну реалізацію вимозі безпеки польоту, можливості складання конструкції і забезпечення необхідного рівня технологічності. Представлено порівняльний аналіз аеродинамічних характеристик запропонованої компоновки і розглянутих в статті прототипів.

Введение

Основным элементом конструкции беспилотного летательного аппарата (БПЛА), определяющим как его летно-технические характеристики (ЛТХ), так и габариты, является крыло. От аэродинамического совершенства, которого зависит потребляемая тяга двигателя, высота и продолжительность полета [1]. Для условий высотного полета на дозвуковых скоростях, крыло, как правило, выполняется с большим удлинением ($\lambda > 10$), что существенно усложняет его эксплуатацию и транспортировку. В этой ситуации целесообразно крыло выполнить составным, однако наличие дополнительных стыков может привести к возникновению местных отрывов потока, вызывающих как дополнительное сопротивление на режиме выполнения летательного аппарата (ЛА) основной целевой задачи (и соответственно снижающем его ЛТХ), так и неблагоприятного характера пилотирования БПЛА на режимах взлета и посадки, полете в условиях атмосферной турбулентности и обледенения.

Постановка задачи

Исследовать особенности формирования аэродинамического облика крыла конечного размаха большого удлинения ($\lambda > 10$), с учетом наличия дополнительных стыков и формы крыла в плане.

Методика исследований

Для анализа аэродинамических характеристик крыла такого типа в исследовании был применен панельно-вихревой метод симметричных особенностей, детально описанный в работах [4] – [6]. За основу аналитических исследований было взято крыло планера Антонов А-9, имеющего высокие летно-технические характеристики (максимальное значение аэродинамического качества $K=30$, достигаемая высота полета $H_{MAX} = 9$ км [3]) и предложено модернизировать это крыло – из целого сделать складывающимся из трех частей. Изыскание выполнялось в два этапа.

На первом этапе изучались два варианта предварительной компоновки крыла:

- при неизменной геометрии расчетной модели;
- при установке концевого сечения крыла на угол $\varepsilon = -5^\circ$

Технические характеристики предварительной компоновки крыла, а также внешний вид расчетной модели показаны на рис. 1 и в табл. 1. Механизм складных секций показано на рис. 2.

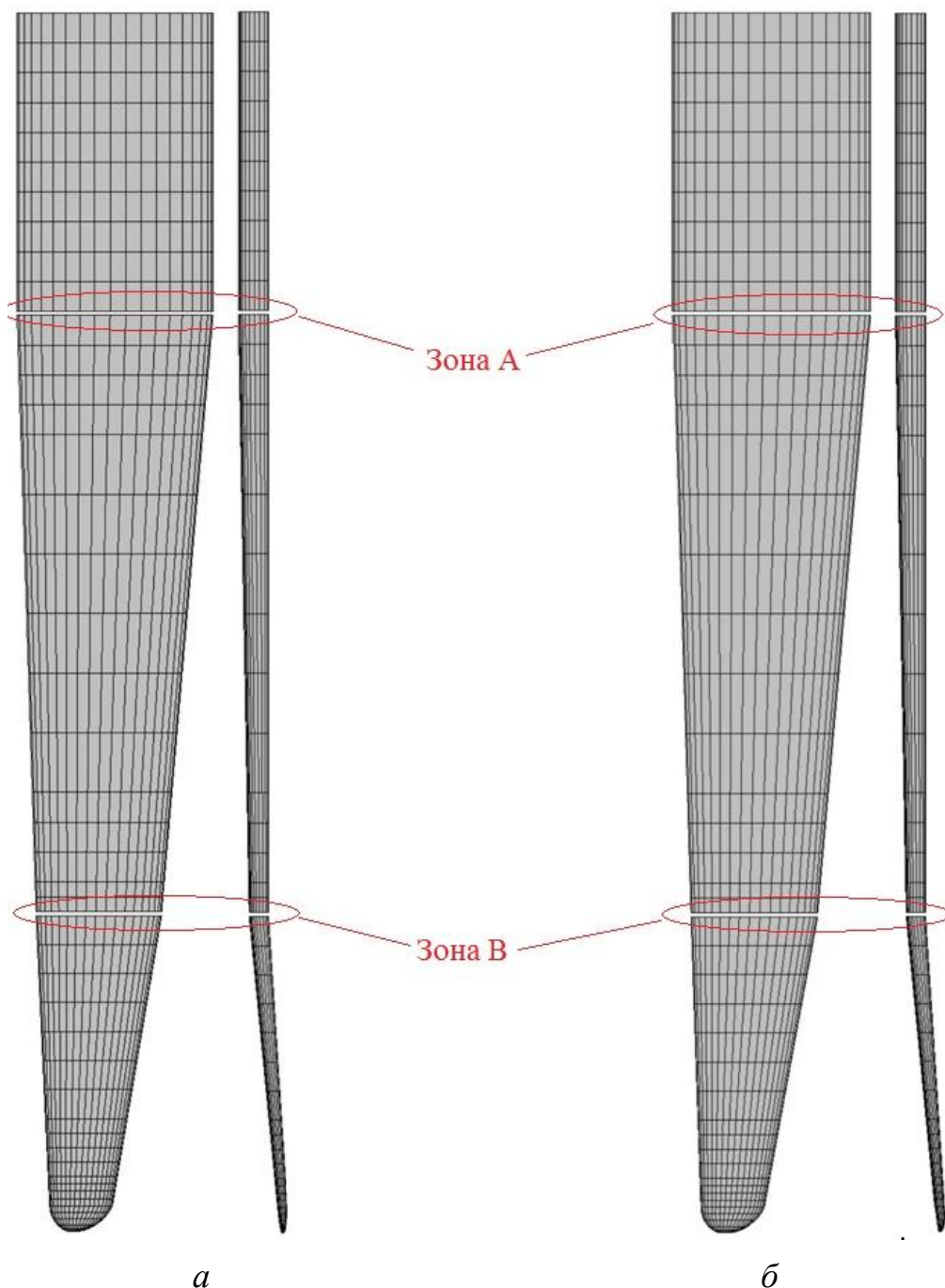


Рис. 1. Внешний вид расчетной модели предварительной компоновки крыла:

a – предварительная компоновка крыла без крутки

б – предварительная компоновка крыла с отклоненным на 5° конечным сечением

Параметры предварительной компоновки складываемого крыла

Профиль	P-III-A-15
Размах секции (l_c)	3м
Хорда центроплана (b_0)	1м
Хорда центральной (b_{k1})	0.64м
Хорда наконечника (b_{k2})	0.32м
Аэродинамическая хорда ($b_{САХ}$)	0.77м
Площадь крыла (S)	9.42м ²
Теоретический размах (l)	12.260м
Фактический размах (l)	12.340м
Удлинение крыла (λ)	16

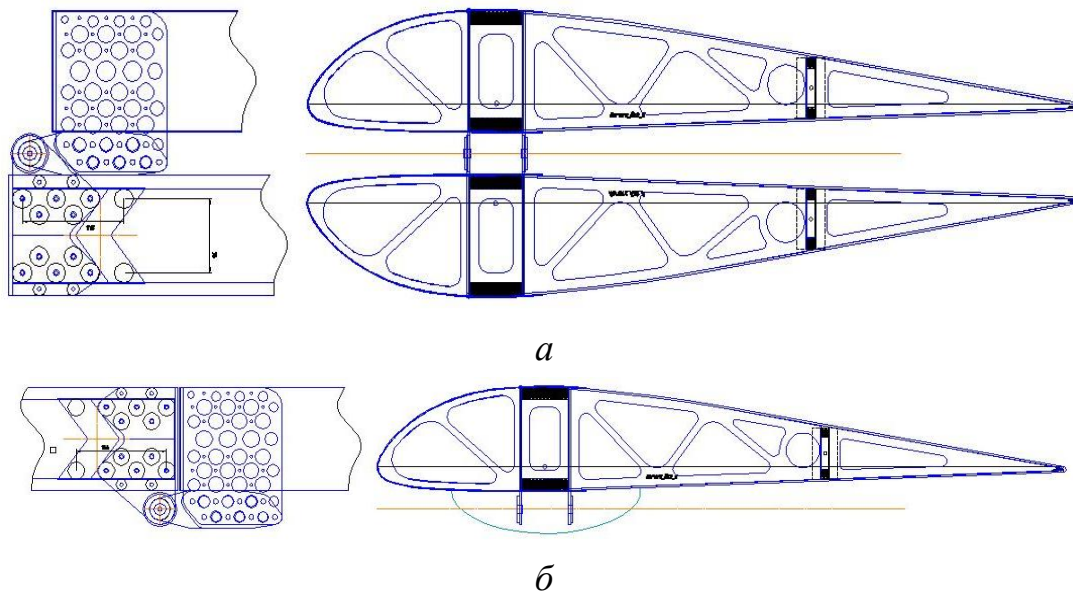


Рис. 2. Механизм складных секций: *a* – крыло в сложенном состоянии; *б* – крыло в открытом состоянии

На втором этапе изучалось влияние геометрии крыла в плане на его аэродинамические характеристики. Рассматривались:

- прямое крыло;
- комбинированное крыло, состоящее из прямого центроплана и трапецевидных консолей;
- прямое крыло с эллиптической законцовкой.

Геометрические характеристики исследуемых крыльев, приведены на рис. 3 и в табл. 2.

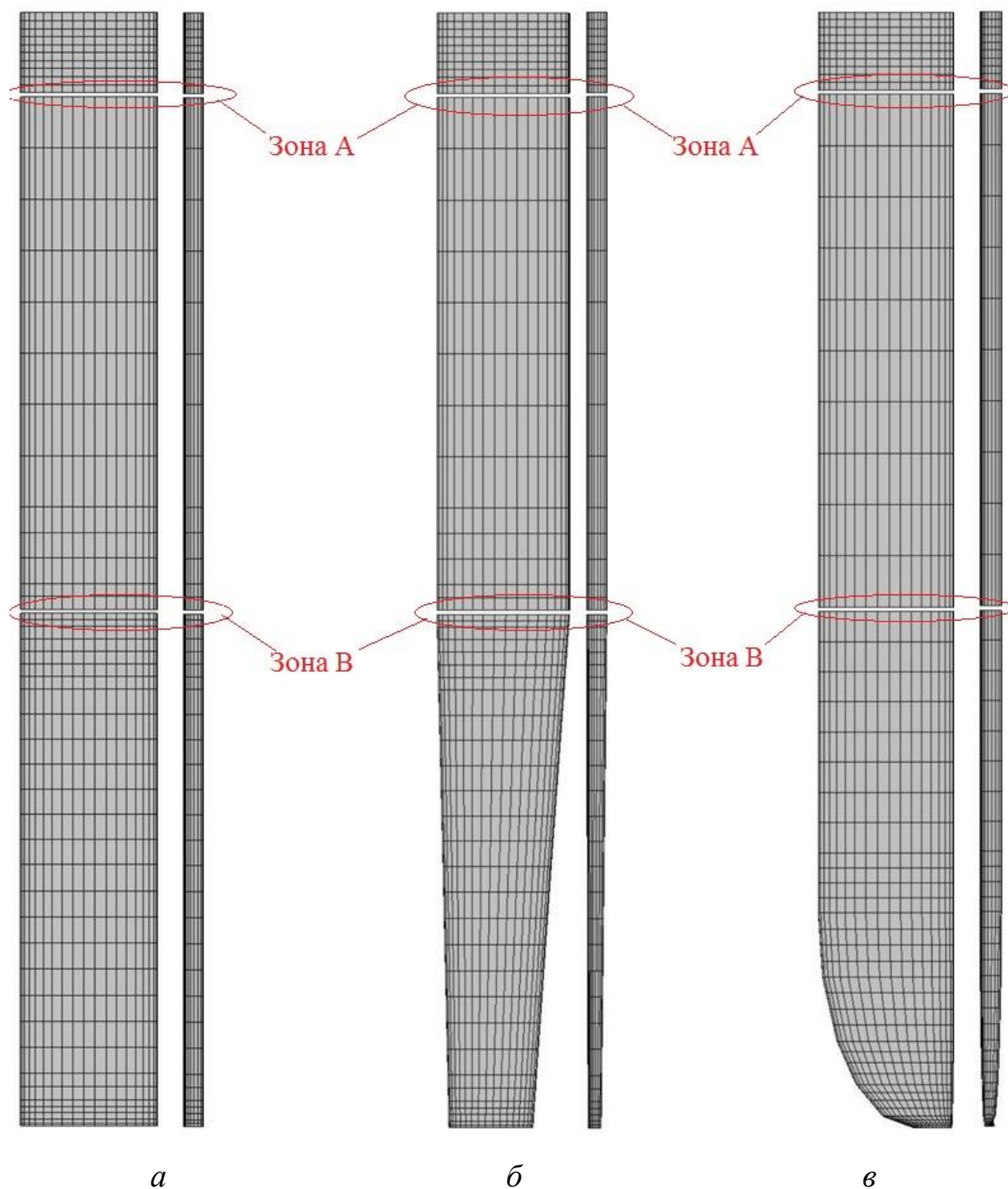


Рис. 3. Внешний вид расчетных моделей: *а* – прямое крыло, *б* – комбинированное крыло, *в* – прямое крыло с эллиптической концовкой

Результаты исследований

Результаты исследований первого этапа

Распределение подъемной силы для исходного варианта предварительной компоновки, соответствующее значениям $C_Y = 0,5, 1,0, 1,5$ показано на рис. 4.

Таблица 2.

Технические характеристики крыльев

Геометрические характеристики	Прямое крыло	Комбинированное крыло	Прямое крыло с эллиптической концовкой
Профиль	Р-III-A-15	Р-III-A-15	Р-III-A-15
Размах секции (l_c)	3м	3м	3.011м
Хорда центроплана ($b_{ц}$)	0.82м	0.82м	0.82м
Хорда корневая (b_{k1})	0.82м	0.82м	0.82м
Хорда концевая (b_{k2})	0.82м	0.52м	0.82м
Аэродинамическая хорда ($b_{САХ}$)	0.82м	0.715м	0.7963м
Площадь крыла (S)	10.683м ²	9.723м ²	10.42м ²
Теоретический размах (l)	13.028м	13.028м	13.054м
Фактический размах (l)	13.028м	13.028м	13.054м
Удлинение крыла (λ)	16.19	17.45	16.393

Распределение подъемной силы для модели крыла с отклоненным концевым сечением, соответствующее значениям $C_Y = 0,5, 1,0, 1,5$ показано на рис. 5.

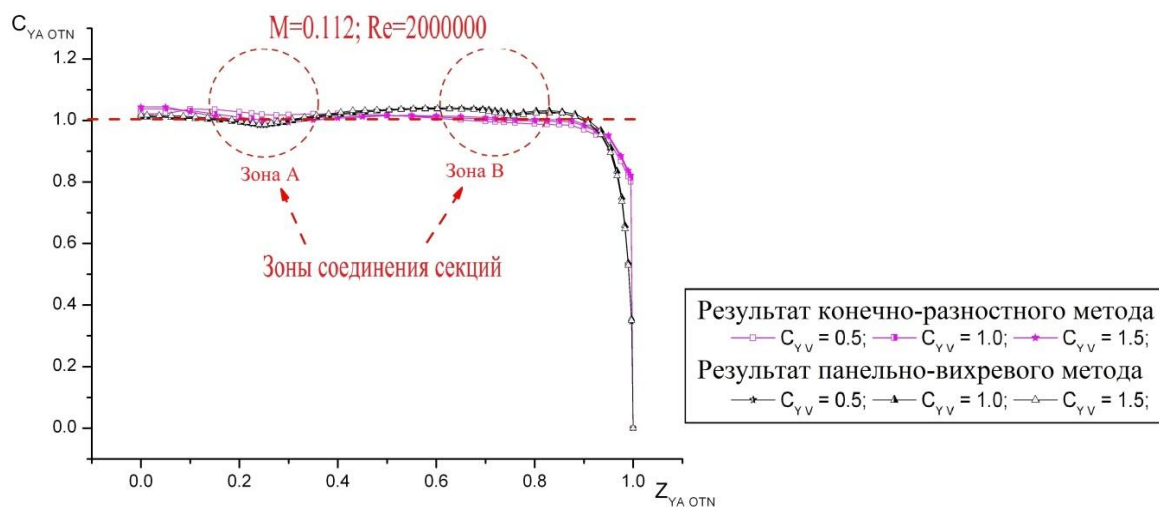


Рис. 4. Предварительная компоновка крыла. Относительное распределение несущих свойств по размаху

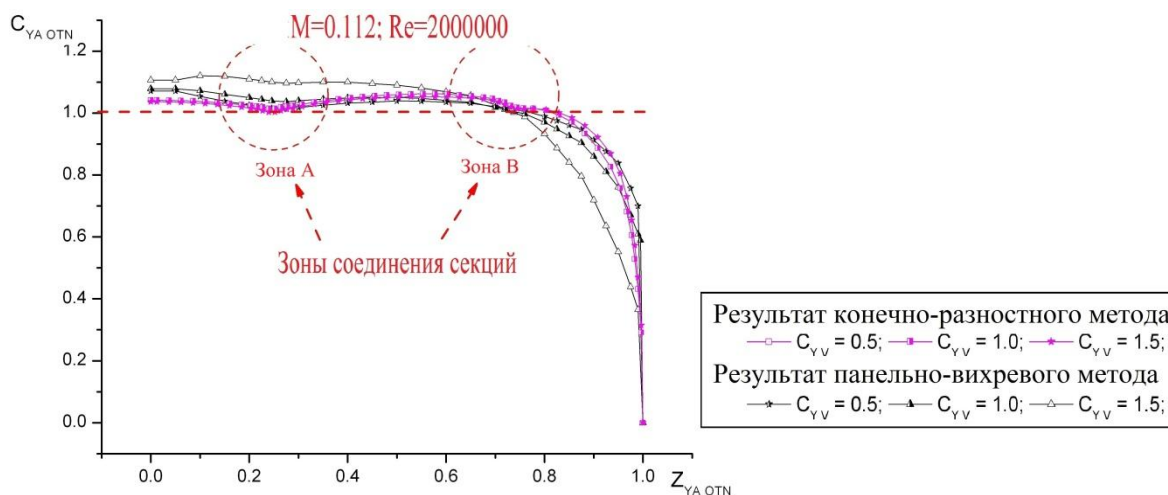


Рис. 5. Предварительная компоновка крыла с отклоненным на 5° концевым сечением. Относительное распределение несущих свойств по размаху

Как следует из представленных на рис. 4, рис. 5 зависимостей, отклонение концевой сечения на угол $\varepsilon = -5$ градусов не устраняет присоединенные вихри, расположенные в области элеронов. Поэтому для решения задачи аэродинамического проектирования несущей поверхности складываемого крыла высотного самолета необходимо сформировать геометрию, способную обеспечить безотрывное обтекание сечений крыла в области размещения элеронов.

Результаты исследований второго этапа

Результаты исследования второго этапа представлены на рис. 6 - рис. 8.

Приведенные данные на рис. 6, рис. 7, рис. 8 показывают преимущества компоновки прямого крыла с эллиптической концовкой, что позволяет реализовать устойчивое обтекание конечной части крыла в значительно большей степени, чем при других вариантах компоновки и позволяет обеспечить эффективное управление по крену на закритических режимах полета - штопоре и сваливании. При этом другие важные характеристики, прежде всего $C_{y_{max}}$ и K_{max} по сравнению с классическим планерным крылом существенно не уменьшаются.

Выводы

1. Усовершенствована геометрия крыла портативного высотного самолета путём устранения негативного влияния зон сочетания секций крыльев, без существенного изменения основных параметров – площади и

удлинения. Очевидно, что наиболее целесообразной является форма крыла в плане - прямая центральная часть и эллиптическая законцовка.

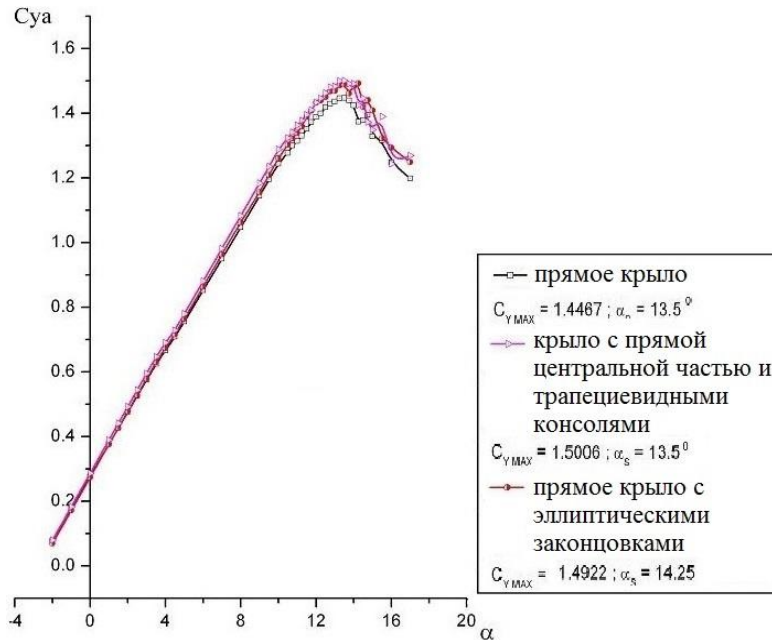


Рис. 6. Зависимости $C_y(\alpha)$. $M=0.112$; $Re = 2 \cdot 10^6$.
Сравнение результатов расчета

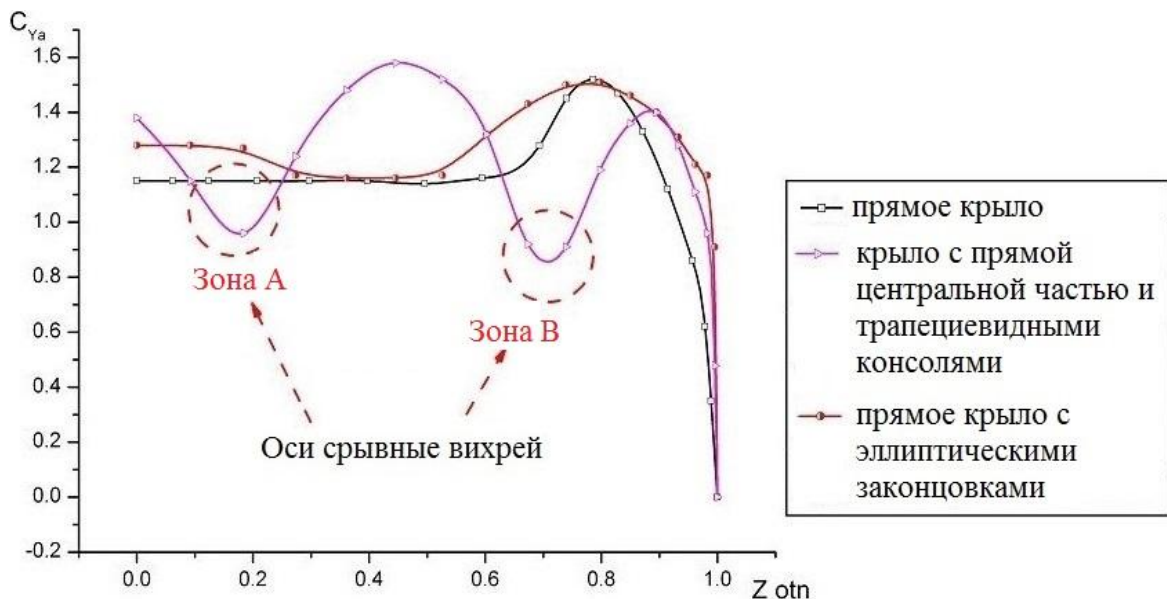


Рис. 7. Распределение значений C_y по размаху крыльев. $\alpha=17^\circ$;
 $M=0.112$; $Re = 2 \cdot 10^6$. Сравнение результатов расчета

2. По результатам параметрических исследований определена геометрия крыла – прямое крыло с эллиптической законцовкой, которое обеспечивает устойчивое обтекание управляющих поверхностей, размещенных на крыле при углах атаки, превышающих критическое α_c и

имеет уровень максимального аэродинамического качества K_{MAX} , сопоставимый с K_{MAX} классического планерного крыла, а также высокие несущие свойства.

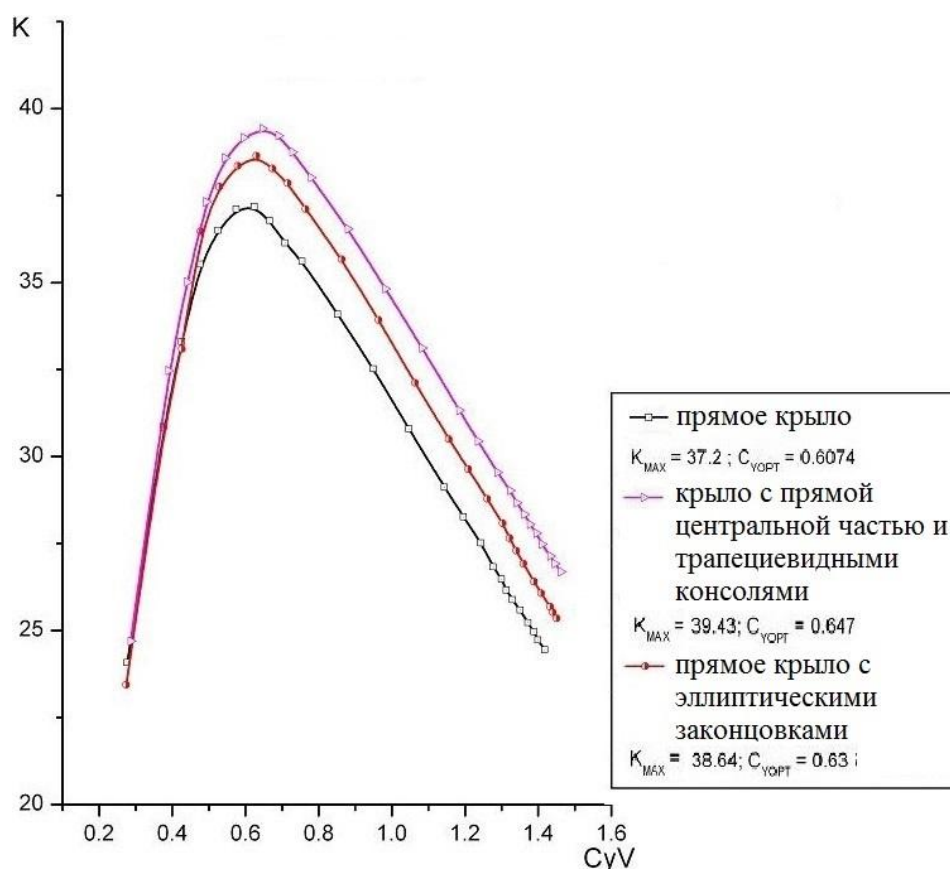


Рис. 8. Зависимости $K(Cy)$ $Re = 2 \cdot 10^6$.
Сравнение результатов расчета

Список использованной литературы

1. Ударцев Е. П. Эксплуатационная Аэродинамика / Е. П. Ударцев // 1998, с. 48-60.
2. Флетчер К. Вычислительные методы в динамике жидкостей. / К. Флетчер // В 2-х томах: Том 1. М. Мир. 1991 г.
3. Simons M. Sailplanes 1945–1965 (2nd revised ed.) / M. Simons // 2006 p. 36.
4. Maskew B. "Symmetrical singularity model for lifting potential flow analysis." / B. Maskew, F. A. Woodward // J. Aircraft, N9, 1976.
5. Глушков Н. Н. "Применение метода симметричных особенностей для расчета обтекания дозвуковых летательных аппаратов" / Н. Н. Глушков, Ю. Л. Инешин, Ю. Н. Свириденко // Ученые записки ЦАГИ, т. XX, N 1, 1989 г., 18 с.

- б. *Зинченко Д. Н.* Расчетно-экспериментальная оценка аэродинамических характеристик самолета с механизированным крылом. Диссертация на соискание ученой степени к.т.н. Киев – 2007 г.