

УДК 629.7.016

ББК 39.5

В909

Ю. Ф. Вшивков

Иркутск, Россия

Е. А. Галушко

Иркутск, Россия

С. М. Кривель

Иркутск, Россия

**КОНЦЕПЦИЯ И РЕЗУЛЬТАТЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО
ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЭКРАНОПЛАНА С ШИРОКИМ ДИАПАЗОНОМ
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ УГЛОВ АТАКИ**

В статье излагаются подходы к проектированию экраноплана с заданными маневренными характеристиками и широким эксплуатационным диапазоном скоростей горизонтального полета. Задачи обеспечения маневренности выдвигают особые требования к эксплуатационному диапазону углов атаки и реализуемых коэффициентов подъемной силы. Предлагается аэродинамическая компоновка экраноплана, удовлетворяющая выдвигаемым требованиям.

Ключевые слова: экраноплан; маневренность; коэффициент подъемной силы; аэродинамическая компоновка.

UDC 629.7.016

ВВК 39.5

Y. F. Vshivkov

Irkutsk, Russia

E. A. Galushko

Irkutsk, Russia

S. M. Krivel'

THE CONCEPT AND THE RESULTS OF AERODYNAMIC DESIGN OF A WING-IN-GROUND-EFFECT (WIG) VEHICLE WITH A WIDE RANGE OF OPERATING ANGLES OF ATTACK

The article presents approaches to designing a WIG vehicle with specified maneuvering characteristics and a wide operating speed range for level flight. Providing the maneuverability mounts challenges to operational range of angles of attack and lift coefficients. The aerodynamic design of a WIG vehicle meeting the requirements is proposed.

Key words: a WIG vehicle; maneuverability; a lift coefficient; aerodynamic design.

Общепринято считать, что основным достоинством экранопланов перед средствами водного транспорта является более высокая скорость перевозок, а перед летательными аппаратами – относительно большее аэродинамическое качество. Именно эти свойства должны обеспечить достаточно высокую транспортную эффективность в своем сегменте [Белавин, 1977, с. 232]. В качестве основной проблемы проектирования экранопланов обычно справедливо выдвигается проблема обеспечения устойчивости и управляемости [Жуков, 1997, с. 80]. Существуют концепции обеспечения приемлемой устойчивости средствами автоматики (например, [Зайцев, 2004, с. 135]) или за счёт самостабилизации экраноплана [Суржик, 2010, с. 278].

Однако, нисколько не принижая исключительную важность указанных подходов, необходимо учитывать необходимость обеспечения приемлемых эксплуатационных свойств экраноплана в процессе их реализации при практическом применении. Под эксплуатационными свойствами, в рамках данной работы, будем понимать те параметры управления движением экраноплана, которые определяют саму возможность и целесообразность его практического применения в заданных условиях эксплуатации. Именно реализация этих свойств, по

нашему мнению, и должна являться конечной задачей аэродинамического проектирования, обеспечения устойчивости и управляемости.

Рассмотрим задачу обеспечения маневренности экраноплана по направлению полета (условно, в горизонтальной плоскости) на примере относительно легкого экраноплана. Применение экранопланов большой грузоподъемности и размерности изначально предполагает: использование их на достаточно жестко нормированных маршрутах и специализацию экраноплана под узкую группу конкретных транспортных задач. Применение относительно легких экранопланов предполагает исключительную целевую гибкость. Поэтому проблема обеспечения маневренности для таких аппаратов актуальна.

Полет над рекой, шириной 100 м, предполагает радиус разворота экраноплана не более 200 м при повороте русла на угол 90 градусов. Анализ водных артерий, например, Восточной Сибири показывает, что часто и этого недостаточно. Необходимо учитывать то, что для обеспечения конкурентной транспортной эффективности экраноплан должен обладать достаточно высокой скоростью полета $V = 150 \dots 250$ км/ч.

Для разворота экраноплана необходимо создать силу, направленную в сторону разворота. Эта сила может складываться из составляющих подъемной и боковой аэродинамических сил. Уменьшение вертикальной суммарной аэродинамической силы, менее величины силы веса, не допускается. На рис. 1 изображен радиус горизонтального разворота экраноплана r в зависимости от скорости полета V и величины «разворачивающей» перегрузки $n_{\text{БОК}}$. Под разворачивающей перегрузкой $n_{\text{БОК}}$ понимается величина:

$$n_{\text{БОК}} = Z_{\text{БОК}}/(mg),$$

где $Z_{\text{БОК}}$ – суммарная сила составляющих аэродинамических сил, направленная параллельно подстилающей поверхности; m – масса экраноплана; g – ускорение свободного падения.

Принято считать, что основным способом разворота экраноплана является разворот без крена. Возможность создания значительной «разворачивающей» перегрузки за счет боковой аэродинамической силы в этом случае сталкивается

с неизбежным ограничением угла скольжения (угла дрейфа). Разворот экраноплана с креном означает переход экраноплана практически в «самолетный» режим полета с неизбежным изменением аэродинамических характеристик, устойчивости и управляемости. Кроме этого, выдвигаются самые высокие требования к точности управления экраноплана по крену вследствие близости экрана и сложности самого маневра разворота с креном с точным контролем высоты полета. Следует заметить, что у экраноплана наблюдаются существенные изменения несущих свойств в случае изменения относительного отстояния от подстилающей поверхности с изменением угла крена γ , степени поперечной устойчивости экраноплана m_x^β (которая при малых углах крена велика), эффективности органов поперечного управления. Эти факторы приводят к необходимости реализации крена больших, чем у самолетов градиентов изменения угла атаки и значительно более сложных, существенно нелинейных, законов отклонения рулевых поверхностей.

На рис. 2 представлены потребные углы крена для разворота с радиусом 200 м (для случая маневрирования без скольжения). Углы крена представляются значительными.

Таким образом, можно сделать вывод, что единственным способом обеспечения маневренности экраноплана в горизонтальной плоскости является существенное снижение скорости полета и маневрирование на малой скорости. Следует заметить, что кардинальным способом расширения эксплуатационного диапазона скоростей в область малых скоростей является применение динамических способов поддержания экраноплана. Например, использование воздушной подушки позволяет снизить скорость полета до предельно малой и выполнить разворот без крена. В этом случае следует учесть значительную протяженность участка торможения. Маневрирование с креном резко снижает возможности применения динамических способов поддержания. Расширение диапазона скоростей в область малых скоростей требует создания аэродинамической компоновки экраноплана с широким диапазоном допустимых углов атаки

при аэродинамическом качестве, характеристиках устойчивости и управляемости.

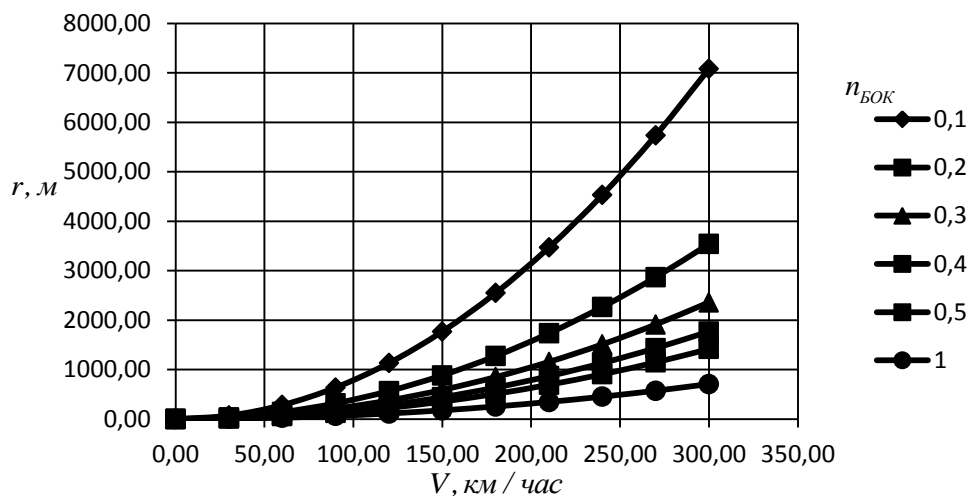


Рис. 1. Зависимость радиуса разворота экраноплана r от скорости его полета V и величины «разворачивающей» перегрузки $n_{\text{БОК}}$

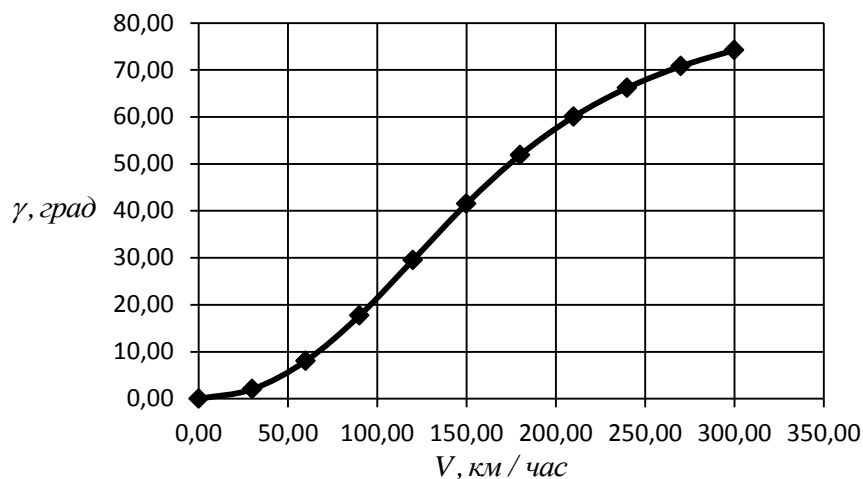


Рис. 2. Зависимость потребного угла крена γ от скорости полета экраноплана V при развороте с радиусом 200 м

Предлагаемая в настоящей работе компоновка представляет собой две несущие поверхности (рис. 3), расположенные друг за другом по схеме тандем. Переднее крыло стреловидное по передней кромке (трапециевидное), плоское, с относительно тонким профилем, имеет малый установочный угол по отношению к продольной оси. Заднее крыло прямое по передней кромке, с обратной стреловидностью по задней кромке, имеет значительный установочный угол,

отрицательное поперечное V крыла. Заднее крыло представляет собой крыло «шатрового» типа – задняя кромка крыла лежит в одной плоскости.

Данная компоновка имеет достаточно высокие значения коэффициента подъемной силы, сохраняет стабильность в обтекании до значительных углов атаки, обеспечивает достаточно высокую эффективность управляющих поверхностей. Важным является незначительное изменение продольного момента при изменении угла атаки и линейный характер этого изменения. Компоновка была подвергнута многолетним экспериментальным и вычислительным экспериментам. Результаты исследований компоновки изложены в ряде работ (например, [Акулов, Курганский, Кривель, 2009, с. 256; Вшивков, Галушко, Кривель, 2013, с. 522]). В настоящей работе представлены результаты моделирования обтекания компоновки с использованием пакета программ ANSYS.

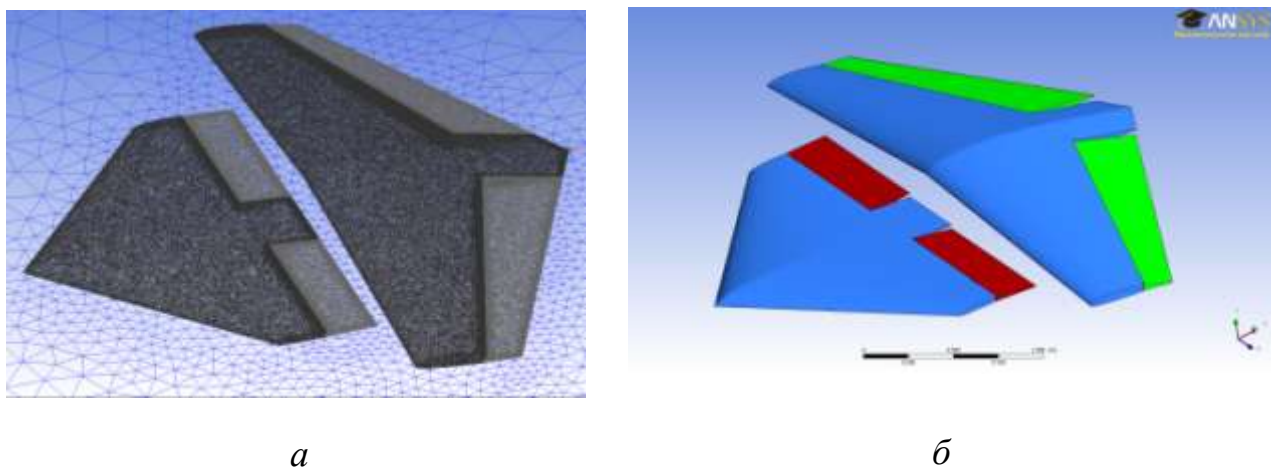


Рис.3. Геометрические характеристики компоновки:

a – общий вид компоновки в плане с указанием элементов расчетной сетки;

б – расчетная схема компоновки

На рис. 4, 5, 6 демонстрируются основные аэродинамические характеристики компоновки. В качестве характерной площади принята площадь заднего крыла компоновки. Результаты расчетов приведены для относительного отстояния от экрана $h=0,1$. Наибольший коэффициент подъемной силы c_{y_a} достигается на угле атаки $\alpha = 27$ градусов и равен 3,427. Значительный коэффициент

подъемной силы на малых углах атаки α обеспечивается углами установки переднего (около 4 градусов) и заднего (примерно 10 градусов) углов.

Основные особенности аэродинамических характеристик компоновки определяются характером ее обтекания (рис. 7). При увеличении угла атаки на передней кромке первого крыла образуются два вихря. Вихри проходят над верхней поверхностью первого (переднего) крыла и под воздействием разряжения над передней кромкой заднего крыла и зоны повышенного давления под задним крылом смещаются на верхнюю поверхность заднего крыла. Фактически несущая система представляет собой разрезное крыло с обратной щелью. Элементы крыла работают в тесном взаимодействии друг с другом. Вихри являются устойчивыми, так как их оси направлены под небольшим углом к вектору скорости обтекания компоновки. Кроме этого, они обладают значительной энергией. Наличие вихрей над верхней поверхностью несущих плоскостей создает дополнительное разрежение, которое улучшает несущие свойства компоновки, и обеспечивает отсутствие дополнительных отрывов потока до, безусловно, значительных углов атаки. При этом на нижней поверхности несущих поверхностей создаются значительные зоны повышенного давления (рис. 8).

Важным качеством компоновки является линейный характер изменения коэффициента продольного момента m_z и его высокая чувствительность к отклонению управляющих поверхностей в различных направлениях и в разных сочетаниях (рис.9). Здесь угол отклонения управляющей поверхности передней несущей поверхности обозначен как δ_1 , управляющей поверхности задней несущей поверхности – δ_2 . Отрицательное значение угла означает его отклонение задней кромкой вниз.

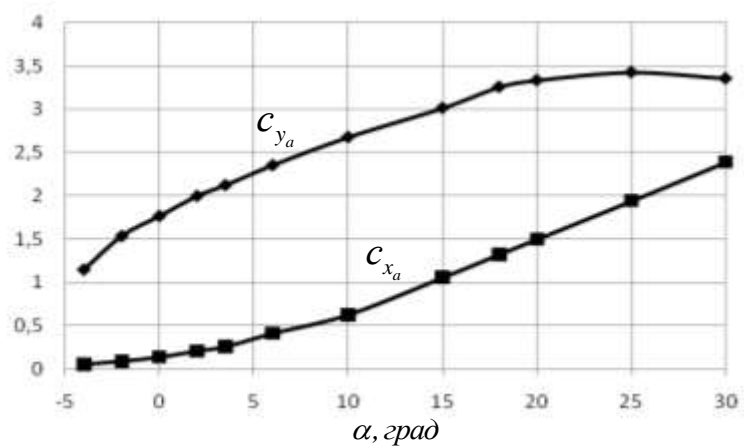


Рис. 4. Зависимость коэффициента подъемной силы C_{y_a} и коэффициента лобового сопротивления C_{x_a} от угла атаки α

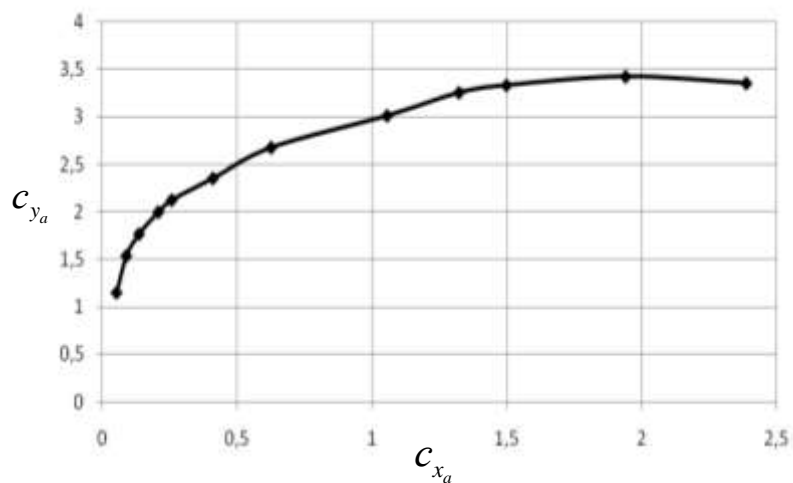


Рис. 5. Поляра несущей системы

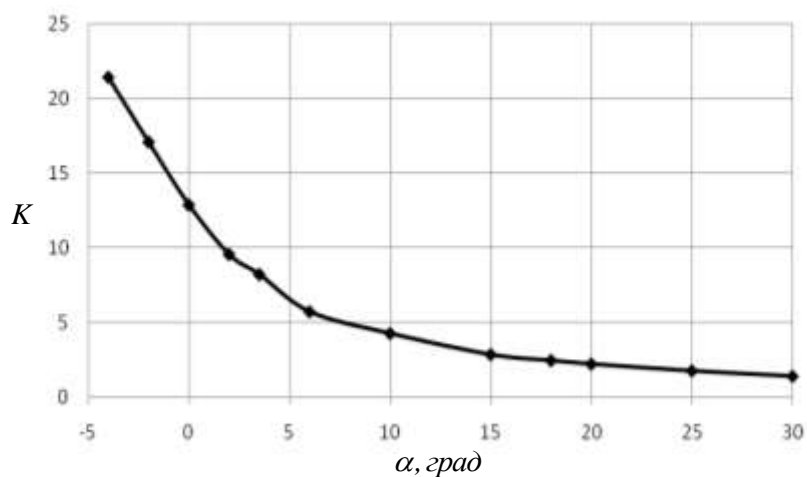


Рис. 6. Зависимость аэродинамического качества K от угла атаки α

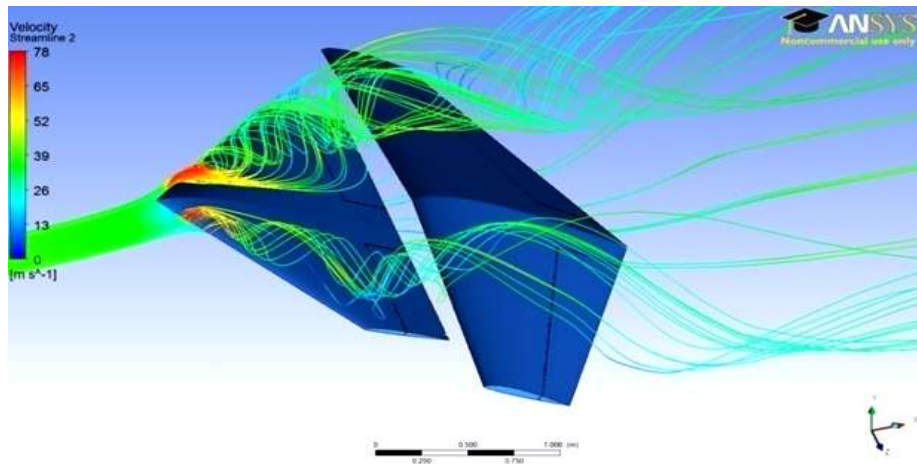


Рис. 7. Вихревая структура обтекания компоновки

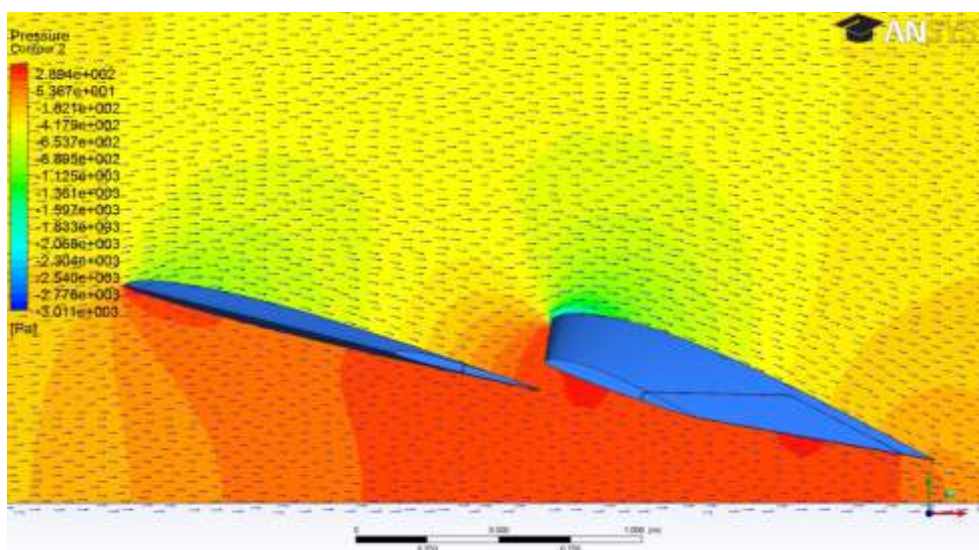


Рис. 8. Поля скоростей и зоны повышенного давления в окрестности компоновки

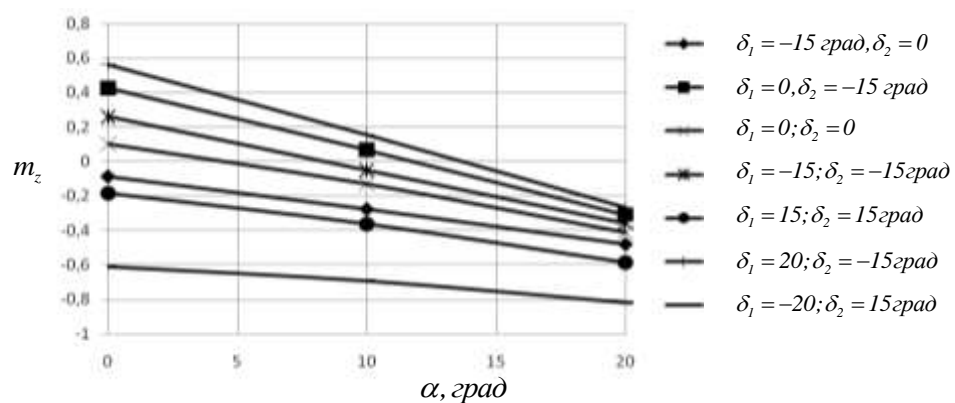


Рис. 9. Зависимость коэффициента продольного момента m_z от угла атаки α и варианта отклонения управляющих поверхностей

На рис.10 изображены результаты расчета коэффициента подъемной силы компоновки c_{y_a} в зависимости от угла атаки α для различных углов крена γ . Под углом крена γ понимается угол между плоскостью симметрии экраноплана и вертикальной по отношению к подстилающей поверхности плоскости. Вертикальная плоскость проходит через продольную ось экраноплана. Однако считаем, что экраноплан поворачивается по крену вокруг оси, расположенной в районе боковой кромки задней несущей поверхности и направленной параллельно продольной оси экраноплана. Как видно, увеличение угла крена γ до 40 градусов приводит к уменьшению коэффициента подъемной силы c_{y_a} примерно в 2 раза при углах атаки α до 15 градусов.

Важным фактором увеличения коэффициента подъемной силы c_{y_a} является использование управляющих поверхностей (рис.3) в качестве закрылков (рис. 11). Отклонение управляющих поверхностей на передней и задней управляющих поверхностях на угол 15 градусов вниз приводит к увеличению коэффициента подъемной силы в полтора раза на угле атаки 0 градусов. Интересно, что примерно такой же результат достигается при отклонении управляющей поверхности вниз только на заднем крыле. Отклонение управляющей поверхности на переднем крыле вниз, с одной стороны, увеличивает давление под передней несущей поверхностью и разрежение над ней, но, с другой стороны, приводит к увеличению скоса потока перед задней несущей поверхностью, что приводит на ней к обратному эффекту.

Предлагаемая несущая система экраноплана позволяет (на примере относительного отстояния от поверхности экрана $h=0,1$):

1. Обеспечить достаточно высокий коэффициент подъемной силы c_{y_a} и приемлемое аэродинамическое качество K на малых углах атаки α . Так, для крейсерской скорости 200 км/ч реализуемая удельная нагрузка на крыло составит примерно 350 кг/м², что соизмеримо с удельной нагрузкой на крыло транспортных самолетов при значительно больших крейсерских скоростях полета.

2. Возможность сохранения стабильных аэродинамических характеристик компоновки в широком диапазоне углов атаки α позволяет существенно расширить эксплуатационный диапазон скоростей горизонтального полета. Так, для удельной нагрузки на крыло 350 кг/м^2 минимально допустимая скорость горизонтального полета составляет примерно 145 км/ч только при увеличении угла атаки α . Отклонение управляющей поверхности на заднем крыле на угол $\delta_2 = -15$ градусов без увеличения угла атаки α обеспечивает минимальную скорость полета – 167 км/ч . Одновременное увеличение угла атаки и отклонение управляющей поверхности на заднем крыле позволяют реализовать минимальную скорость полета 135 км/ч .

3. Значительный диапазон углов атаки α и высокая эффективность управляющих поверхностей компоновки в режиме закрылков потенциально могут существенно расширить возможности по управлению величиной подъемной силы (углом крена γ) при маневрировании экраноплана в горизонтальной плоскости.

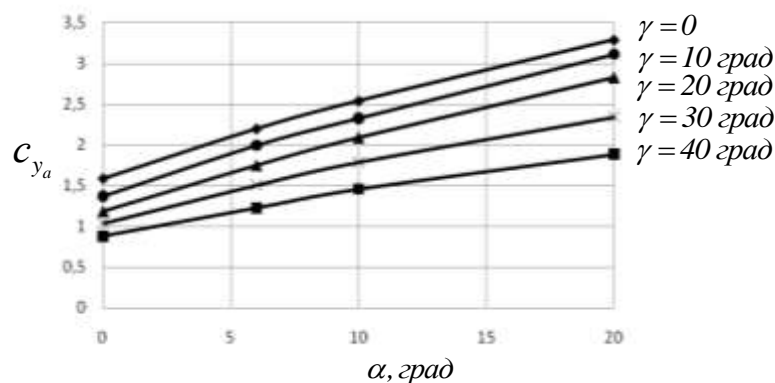


Рис. 10. Зависимость коэффициента подъемной силы c_{y_a} от угла атаки α и угла крена γ

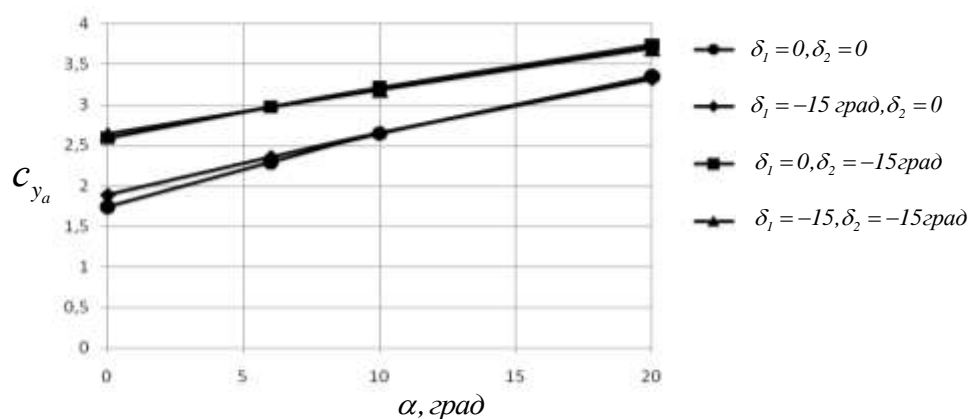


Рис. 11. Зависимость коэффициента подъемной силы c_{y_a} от угла атаки α и варианта отклонения управляющих поверхностей в режиме закрылков

Библиографический список

1. Акулов О.В., Курганский В.Г., Кривель С.М. Аэродинамическое проектирование экраноплана схемы «утка» оригинальной компоновки с обеспечением рациональных летно-технических и пилотажных характеристик / О.В.Акулов, В.Г.Курганский, С.М.Кривель // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации России: сборник научных трудов по материалам 1-й Научно-практической конференции преподавателей, научных работников и аспирантов. 6 ноября 2009 г. – Иркутск: ИФ МГТУ ГА, 2009. – 256 с.: ил.
2. Белавин Л.И. Экранопланы. Л.: Судостроение, 1977. С. 232.
3. Вшивков Ю.Ф. Синтез эффективной автоматической системы управления экранопланов / Ю. Ф. Вшивков, Е. А. Галушко, С. М. Кривель // Решетневские чтения: материалы 17 Международной научной конференции, посвященной памяти генер. конструктора ракет.-космич. систем акад. М. Ф. Решетнева (12...14 нояб. 2013 г., Красноярск): в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова. – Красноярск: Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2013. Ч. 1. – 522 с.: ил.
4. Жуков В.И. Особенности аэродинамики, устойчивости и управляемости экраноплана. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1997. С. 80.
5. Зайцев С.В. Система управления продольным движением легкого экраноплана с воздействием на руль высоты: дис. ... канд. тех. наук / С. В. Зайцев. Казань, 2004. 135 с.
6. Суржик В.В. Методы структурно-параметрического синтеза математических моделей экранопланов: дис. ... д-ра тех. наук / В. В. Суржик. Иркутск, 2010. 278 с.