

Проектирование и конструкция судов

Научная статья

УДК 629.576, 629.7.022

<http://doi.org/10.24866/2227-6858/2022-2/3-16>

С.М. Кривель, Е.А. Галушко

КРИВЕЛЬ СЕРГЕЙ МИХАЙЛОВИЧ – к.т.н., доцент, krivel66@mail.ru✉,<http://orcid.org/0000-0003-0569-4796>*Иркутский государственный университет*ГАЛУШКО ЕГОР АЛЕКСАНДРОВИЧ – преподаватель, photon_91@mail.ru*Иркутский филиал Московского государственного технического университета**гражданской авиации**Иркутск, Россия*

Влияние параметров компоновки экраноплана схемы «Тандем» на его аэродинамические характеристики

Аннотация. На основе вычислительного эксперимента проведен ряд исследований по оценке влияния параметров компоновки на аэродинамические характеристики экраноплана схемы «Тандем». Используется программный пакет CFD-моделирования ANSYS. Процесс разбит на этапы, каждый из которых предполагает внесение определенных изменений в компоновку и оценку их влияния на аэродинамические характеристики экраноплана. Каждый последующий этап учитывает результаты предыдущего. На первом этапе исследуются аэродинамические характеристики при различных положениях несущих поверхностей компоновки. Второй этап предполагает оценку эффективности применения в компоновке концевых шайб и винглетов. На третьем этапе ставится задача оценки влияния углов установки несущих поверхностей. На четвертом этапе оценивается влияние фюзеляжа и вертикального оперения.

Ключевые слова: экраноплан, аэродинамические характеристики экраноплана, параметры компоновки экраноплана, GEV (ground-effect vehicle), WIG (wing-in-ground-effect)

Для цитирования: Кривель С.М., Галушко Е.А. Влияние параметров компоновки экраноплана схемы «Тандем» на его аэродинамические характеристики // Вестник Инженерной школы Дальневосточного федерального университета. 2022. № 2(51). С. 3–16.

Введение

Одним из целевых требований, предъявляемых к экранопланам, считается необходимость достижения высокого аэродинамического качества, которое в целом определяет эксплуатационную эффективность и экономичность использования экраноплана. Аэродинамическое качество в основном зависит от выбора параметров аэродинамической компоновки экраноплана и режимов (углов атаки и т.п.) ее использования на основных режимах применения. Выбор схемы экраноплана может существенно повлиять на его аэродинамические характеристики. Например, сравнительный эксперимент двух схем экранопланов [13], отличающихся формой крыльев в плане, показал более высокие аэродинамические характеристики в схеме с треугольным крылом по схеме Липпиша по сравнению с прямоугольным крылом.

Однако проектирование экраноплана не ограничивается только выбором аэродинамической схемы. Большинство исследований проводится для оценки влияния различных параметров компоновки на аэродинамику аппарата. Так, для поиска наибольшего аэродинамического

качества летательного аппарата исследовались различные варианты геометрии крыльев гидросамолета вблизи водной поверхности, отличающихся углами отклонения концевых частей крыла и расположением концевых шайб с поплавками [4]. Результаты исследования позволили сделать выводы об оптимальных параметрах компоновки.

Отклоненная вниз концевая часть крыла без шайб также может значительно влиять на аэродинамические характеристики. Исследование, проведенное для несущей поверхности, позволило сделать вывод, что на малых отстояниях преимущественно обладают крылья с большим углом отклонения концевых элементов [12]. Вне зоны влияния экрана характеристики меняются, поэтому предложено использовать управляемую концевую часть крыла, которая будет изменять свой угол в зависимости от высоты полета экраноплана.

Использование концевых шайб позволяет повысить несущие свойства экраноплана, заметно увеличивая подъемную силу при относительно небольшом росте сопротивления, что в целом положительно отражается на аэродинамическом качестве во всем диапазоне изменения эксплуатационных параметров полета [8, 10]. Экспериментальное исследование в аэродинамической трубе компоновки экраноплана схемы «Составное крыло» с установленными концевыми шайбами [11] показало существенный (на 30%) прирост подъемной силы и аэродинамического качества на крейсерской высоте полета.

Для экраноплана, как и для самолета, эффективным способом повышения аэродинамического качества является увеличение его удлинения. Однако в данном случае возникают проблемы с маневрированием экраноплана вблизи экрана. Сущность проблемы заключается в том, что при совершении экранопланом маневров повышается вероятность задевания концом крыла поверхности экрана. Оптимальным решением данной проблемы может служить установка дополнительных аэродинамических поверхностей на законцовках основных крыльев (винглетов, или «ушей») под некоторым положительным углом поперечного V [6]. В отличие от самолетов на экранопланах эти поверхности имеют относительно большую площадь, что позволяет устанавливать на них органы управления в поперечном канале (элероны). Использование подобных дополнительных несущих поверхностей в сочетании с основным крылом позволяет существенным образом улучшить аэродинамические характеристики при сохранении устойчивости и управляемости экраноплана [7].

Целью данной работы является оценка влияния компоновочных параметров экраноплана схемы «Тандем» на его аэродинамические характеристики, выявление эффективных и рациональных путей повышения аэродинамического качества базовой компоновки схемы «Тандем».

Исследуемая модель экраноплана схемы «Тандем»

Исходная несущая система экраноплана представляет собой две несущие поверхности (крылья), расположенные друг за другом (по схеме «Тандем») и высокорасположенный стабилизатор (рис. 1). Переднее крыло – трапециевидное в плане, с положительным углом стреловидности по передней кромке, имеет относительно тонкий профиль. Заднее крыло выполнено по передней кромке прямым и обратной стреловидности по задней кромке с отрицательным поперечным V крыла. Часто такие крылья называют крыльями шатрового типа.

Каждое крыло имеет различный угол установки. Для переднего крыла угол установки составляет 4 град, для заднего крыла – 10 град. При этом задние кромки обоих крыльев находятся на одной горизонтальной плоскости. На крыльях установлены аэродинамические управляющие поверхности, которые способны выполнять функции как закрылков, так и элеронов. На горизонтальном оперении установлен руль высоты.

Некоторые аэродинамические исследования данной несущей системы экраноплана ранее проводились с использованием методов дискретных вихрей, а также с помощью CFD моделирования в ANSYS. Экспериментальные исследования были выполнены с использованием вертикальной гидродинамической трубы, а также с помощью аэродинамической трубы. Результаты исследований обобщены в работах [2, 3].

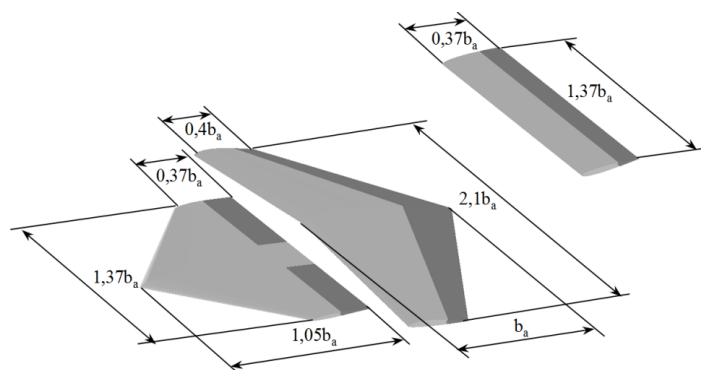


Рис. 1. Исходная несущая система компоновки экраноплана схемы «Тандем»
Здесь и далее рисунки авторов

Расчет аэродинамических характеристик экраноплана схемы «Тандем»

Аэродинамические исследования проводились с использованием программы конечно-элементного анализа ANSYS. В ходе работы учитывался опыт получения аэродинамических характеристик экранопланов в ANSYS различных авторов [14, 5]. В частности, использовались аналогичные методики построения расчетной среды и самой модели экраноплана с заданием граничных условий на рассматриваемых поверхностях [1].

Расчетная область вычислительного эксперимента представляет собой канал прямоугольного сечения, внутри которого помещена исследуемая модель экраноплана (рис. 2). При этом модель выполнена полый и представляет собой выделенный объем пространства внутри канала. На внешних поверхностях канала, а также на поверхности модели экраноплана заданы граничные условия. Входная поверхность канала имеет граничное условие входа потока с заданной скоростью «Velocity inlet». На выходе из канала задано условие свободного выхода потока с определенным массовым расходом «Outflow». Нижняя поверхность моделирует подвижный экран и задается условием «Moving wall». Движение данной поверхности осуществляется вдоль канала со скоростью невозмущенного потока $V_{\infty} = 40$ м/с. Особенностью такого подхода является отсутствие «ложного» пограничного слоя. Верхняя и боковая поверхности также задаются граничным условием «Moving wall».

Рассматриваемая задача предполагает моделирование аэродинамики экраноплана без углов скольжения β и крена γ , поэтому в расчетной области моделируется только половина компоновки, отделяемая поверхностью с граничным условием «Symmetry». Модель компоновки экраноплана помещена внутри канала. На ее поверхностях задано граничное условие непроницаемой стенки «Wall». Остальным поверхностям канала заданы граничные условия «Moving wall».

Модель компоновки расположена ближе к входной границе канала, так как возмущенному потоку после обтекания экраноплана необходимо стабилизироваться, прежде чем он выйдет из расчетной области. Такой подход повышает точность получаемых результатов расчета. Размеры расчетной области выполнены относительно небольшими по причине использования малых углов атаки компоновки и, как следствие, незначительного изменения градиентов параметров вокруг экраноплана. Предварительные эксперименты показали, что размеры расчетной области достаточны и их увеличение не приводит к существенным изменениям сил и моментов, действующих на компоновку.

Одной из часто применяющихся моделей турбулентности при исследовании аэродинамики экранопланов является составная модель Ментера SST [8, 5]. SST модель лучшим образом ведет себя при исследовании обтекания тел с отрывными течениями [3].

В настоящей работе применялась усовершенствованная модель турбулентности SST Transition. В отличие от обычной модели SST в нее добавлено несколько дополнительных уравнений переноса: для перемежаемости турбулентности и для числа Рейнольдса, что позволяет ей показывать достаточно высокую эффективность в большинстве расчетных случаев [5].

Здесь представлена сеточная модель экраноплана в расчетной области (рис. 2). Тип сетки – неструктурированная тетраэдрическая. Минимальный размер элементов сетки на поверхности крыла составляет $0,005b_a$, где b_a – хорда заднего крыла. При построении сетки учитывались основные показатели ее качества.

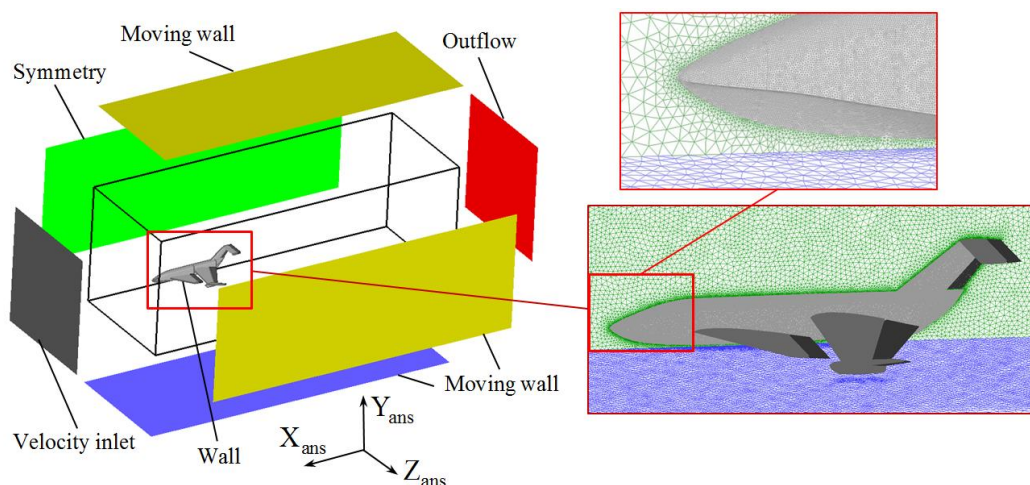


Рис. 2. Граничные условия расчетной области в ANSYS и сетка экраноплана: Moving wall – подвижная граница; Symmetry – граница симметрии; Velocity inlet – входная граница; Outflow – выходная граница, система координат ANSYS

Планирование вычислительного эксперимента

На первом этапе проводилась оценка влияния на аэродинамические характеристики расположения несущих поверхностей относительно друг друга.

Вычислительный эксперимент предполагал изменение следующих параметров компоновки:

- расположение заднего крыла по оси Y (совместно со стабилизатором);
- расположение переднего крыла по оси X .

Для численного моделирования использовалась несущая система компоновки экраноплана, содержащая два крыла и стабилизатор (см. рис. 1). Расчет экраноплана осуществлялся при относительном отстоянии от экрана $\bar{h}=0,1$, а также с углом атаки $\alpha=0$ град. Перемещение заднего крыла по оси Y вверх выполнялось на несколько относительных расстояний:

$\bar{y}_{M_1} = \frac{y_{M_1}}{b_a} = 0,087$ и $\bar{y}_{M_2} = \frac{y_{M_2}}{b_a} = 0,174$, где b_a – хорда заднего крыла (рис. 3). Вынос переднего

крыла по горизонтали осуществлялся на относительные расстояния: $\bar{x}_{L_1} = \frac{x_{L_1}}{b_a} = 0,37$ и

$\bar{x}_{L_2} = \frac{x_{L_2}}{b_a} = 0,74$. Перемещение стабилизатора по оси Y осуществлялось совместно с задним

крылом. Углы установки переднего и заднего крыльев не изменялись. Величина коэффициента момента тангажа замерялась относительно точки O .

На втором этапе выполнена серия вычислительных экспериментов по оценке влияния на аэродинамические характеристики экраноплана концевых шайб, а также их сочетания с винглетами (рис. 4). С учетом результатов предыдущего этапа установка дополнительных элементов производилась на исходную несущую систему компоновки экраноплана. Винглеты являются продолжением размаха заднего крыла. Их форма – трапецевидная, со стреловидностью по передней и задней кромкам. Установка этих поверхностей выполнена с относительно большим положительным углом V крыла, что позволяет маневрировать экраноплану вблизи экрана со значительными углами крена. Угол установки винглетов совпадает с углом установки

заднего крыла. Концевые шайбы выполнены плоскими и встроены в основание винглетов под прямым углом к горизонтальной плоскости.

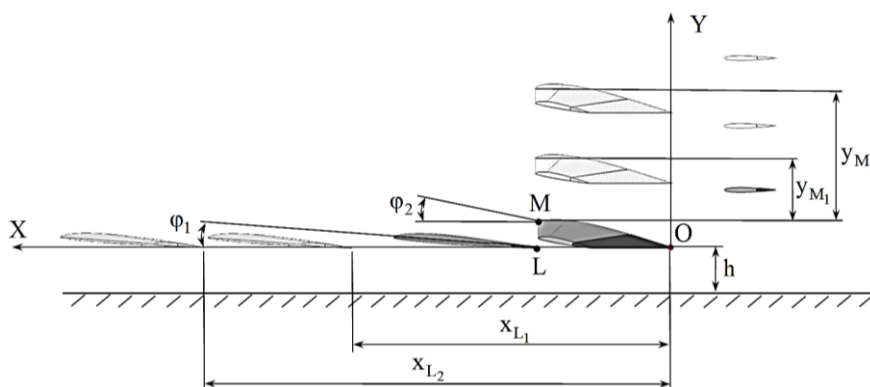
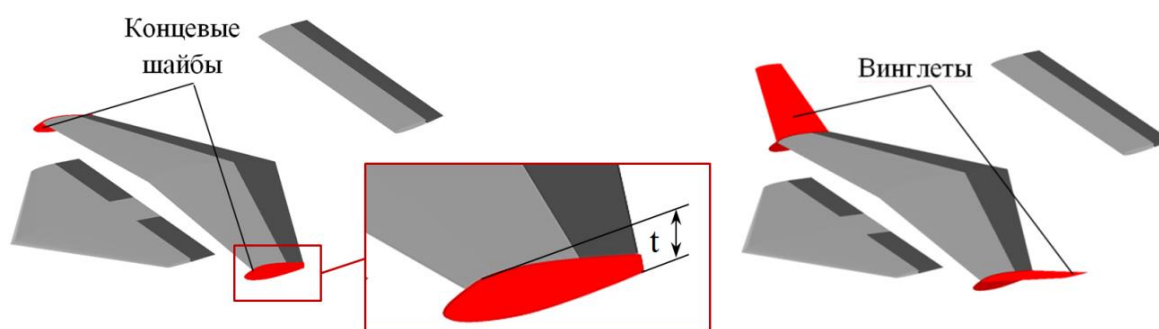


Рис. 3. Схема изменения параметров несущей системы экраноплана



**Рис. 4. Несущая система экраноплана схемы «Тандем»:
а – с концевыми шайбами, б – с концевыми шайбами и винглетами**

Расчетный угол атаки в исследовании не изменялся и составлял $\alpha = 0$ град. Относительное отстояние от экрана варьировало в диапазоне $\bar{h} = 0,1 \dots 1$. Углы установки переднего и заднего крыльев составляли $\varphi_1 = 4$ град и $\varphi_2 = 10$ град.

В компоновку вносились следующие изменения:

- установка концевых шайб на законцовках заднего крыла;
- установка винглетов на законцовках заднего крыла (совместно с концевыми шайбами);
- увеличение высоты концевых шайб (параметр t) на 25%.

На третьем этапе проводилась оценка влияния на аэродинамические характеристики углов установки крыльев. Близкое расположение несущих поверхностей друг к другу приводит к их взаимной интерференции, которая выражается в основном, как правило, во влиянии скоса потока за передним и задним крыльями. Целесообразно вначале рассмотреть влияние угла установки только переднего крыла. Изменение угла установки заднего крыла предпочтительней производить в составе всех элементов компоновки. Для исследования использовалась несущая система компоновки (рис. 4), оснащенная концевыми шайбами и винглетами. Для вычислительного эксперимента выбраны следующие параметры полета: $\bar{h} = 0,1$, $\alpha = 0$ град. Поворот переднего крыла осуществлялся вокруг задней кромки (точка L) на угол φ_1 (см. рис. 3). Заднее крыло поворачивалось относительно передней кромки (точка M) на угол φ_2 .

Четвертый этап предполагает оценку влияния аэродинамических характеристик компоновки экраноплана с фюзеляжем и вертикальным оперением (рис. 5) при различных (в эксплуатационном диапазоне значений) углах атаки и относительных отстояниях от экрана.

Данная компоновка сформирована на основе несущей системы, оснащенной концевыми шайбами и винглетами. Фюзеляж компоновки имеет днище с V-образной глиссирующей

поверхностью и реданом. Хвостовое оперение дополнено килем с рулем направления. Углы установки переднего и заднего крыльев на четвертом этапе составляли соответственно $\varphi_1 = 4$ град и $\varphi_2 = 6$ град.



Рис. 5. Компоновка на базе несущей системы

Результаты и их анализ

На рисунке 6 представлены зависимости основных аэродинамических коэффициентов компоновки для различных положений крыльев относительно друг друга. Видно, что с увеличением высоты заднего крыла (параметра $\bar{y}_M$) относительно первоначального положения снижается подъемная сила и возрастает сопротивление экраноплана. Например, при относительном расстоянии заднего крыла $\bar{y}_M = 0,174$ наблюдается снижение коэффициента подъемной силы c_{y_a} на 22%, коэффициента сопротивления c_{x_a} на 15%, а также аэродинамического качества K несущей системы на 7%. Ухудшение данных характеристик большей степенью обусловлено уводом несущей поверхности из зоны положительного влияния экрана. Подъем заднего крыла приводит также к снижению коэффициента момента тангажа m_z в диапазоне 9...12%. Вынос переднего крыла вперед (изменение параметра $\bar{x}_L$) оказывает незначительное влияние на коэффициенты c_{y_a} , c_{x_a} и K . Однако изменение коэффициента момента тангажа m_z происходит в больших пределах (10...18%).

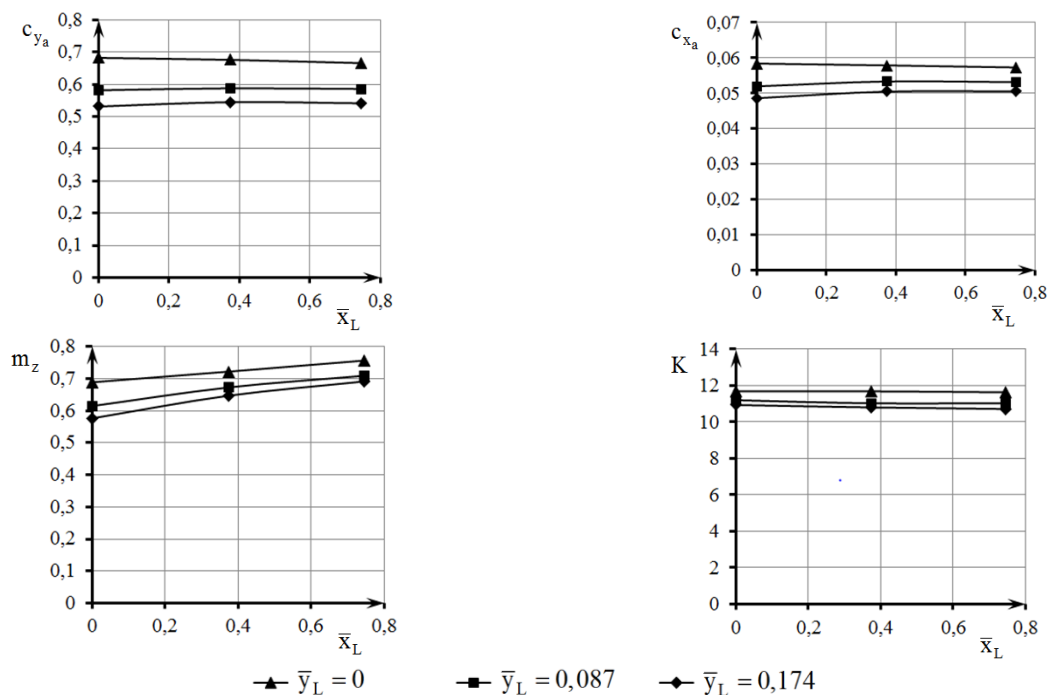


Рис. 6. Аэродинамические характеристики несущей системы при различных положениях крыльев относительно друг друга ($\bar{y}_M$ – относительное расстояние при увеличении высоты заднего крыла, $\bar{x}_L$ – относительное расстояние при смещении переднего крыла)

Результаты, представленные на рис. 7, демонстрируют изменение полей давления несущей системы при различных положениях крыльев относительно друг друга. Увеличение высоты (расположения) заднего крыла (рис. 7 а, б, в). приводит к уменьшению зон повышенного давления под крылом и смещению их ближе к передней кромке. На верхних и нижних поверхностях законцовок заднего крыла отчетливо наблюдается влияние вихревых структур, сходящих с переднего крыла, выражающихся в дополнительных зонах пониженного и повышенного давлений. С увеличением высоты заднего крыла влияние вихревых течений на заднее крыло заметно уменьшается. К подобному выводу можно прийти, наблюдая картину полей давлений при увеличении расстояния переднего крыла относительно заднего (рис. 7 г, д, е). Интенсивность вихрей, сходящих с переднего крыла по мере удаления крыльев друг от друга, существенно снижается. При этом давление на заднем крыле становится более равномерным. Также следует заметить, что вынос переднего крыла приводит к падению давления под обоими крыльями и увеличению зон разряжения на верхних поверхностях.

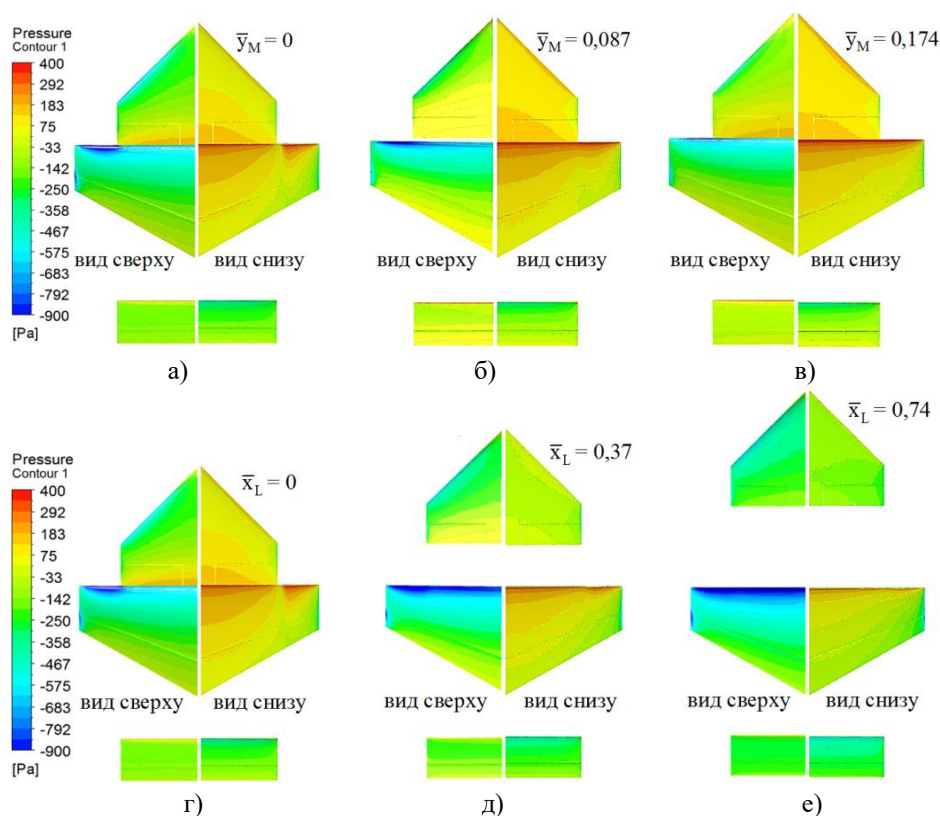


Рис. 7. Поля давлений несущей системы экраноплана:

а, б, в – при увеличении высоты заднего крыла (параметр $\bar{y}_M$);

г, д, е – при смещении переднего крыла вперед (параметр $\bar{x}_L$)

Результаты, представленные на рис. 8, показывают, что в диапазоне относительных отстояний $\bar{h} = 0,1...1$ установка концевых шайб на несущей системе в целом улучшает ее аэродинамические характеристики. При этом прирост коэффициента подъемной силы c_{ya} на всех исследуемых высотах полета составляет 5%, а коэффициента сопротивления – 3%. Коэффициент момента тангажа m_z , замеряемый относительно задней кромки (точка О), также возрастает до 5%. Прирост аэродинамического качества К за счет установки концевых шайб составляет 7%.

Установка на компоновке винглетов совместно с концевыми шайбами (см. рис. 8) позволяет существенно повысить несущие свойства экраноплана. Прирост коэффициента подъемной силы c_{ya} при малых отстояниях от экрана $\bar{h} \leq 0,2$ составляет 25...30%, а при больших отстояниях

$\bar{h} > 0,2$ – до 40%. Наименьший прирост коэффициента сопротивления c_{x_a} наблюдается на отстоянии $\bar{h} = 0,1$ и составляет 10%. В остальном диапазоне высот экранного полета – не превышает 18%. Прирост значений коэффициента момента тангажа находится в том же диапазоне, что и прирост коэффициента c_{y_a} . Аэродинамическое качество благодаря установке винглетов совместно с концевыми шайбами при малых отстояниях $\bar{h} \leq 0,2$ возрастает на 18...22%, а на отстояниях $\bar{h} > 0,2$ достигает 27%.

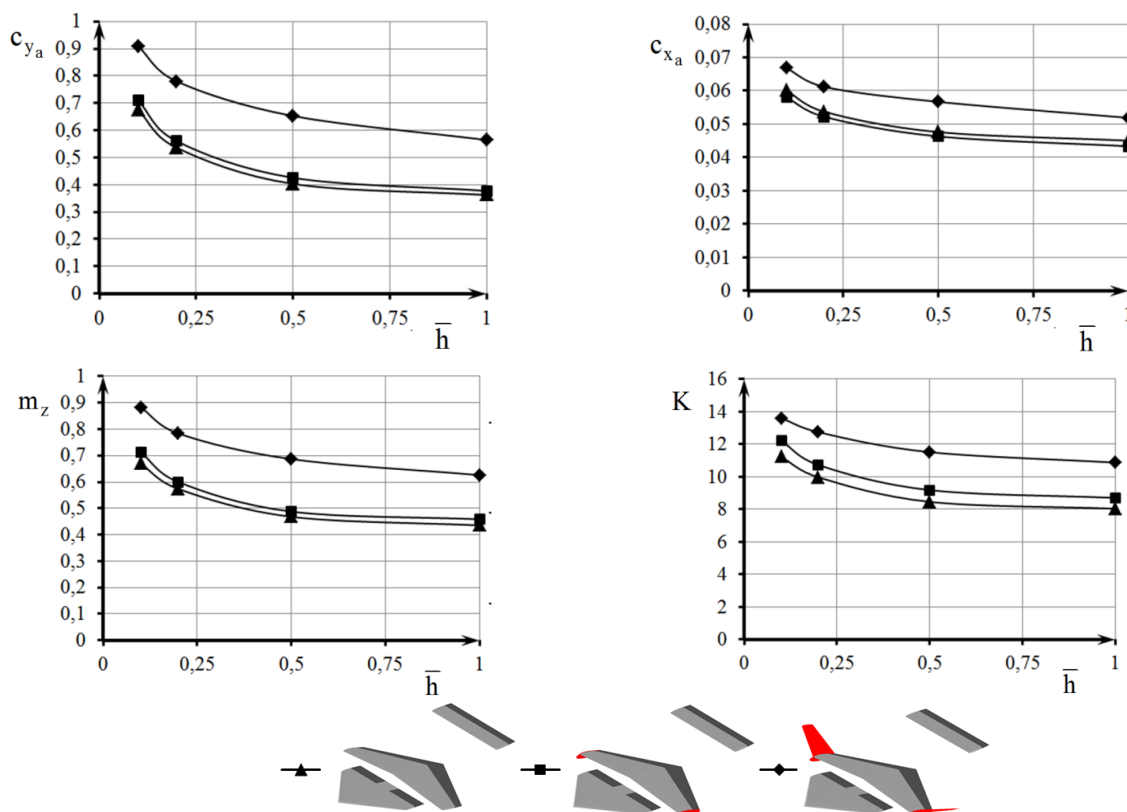


Рис. 8. Аэродинамические характеристики несущей системы экраноплана при установке концевых шайб и винглетов

Изменение полей давления показывает, что установка концевых шайб и винглетов позволяет увеличить давление под задним крылом. При этом часть повышенного давления распространяется и под переднее крыло (рис. 9).

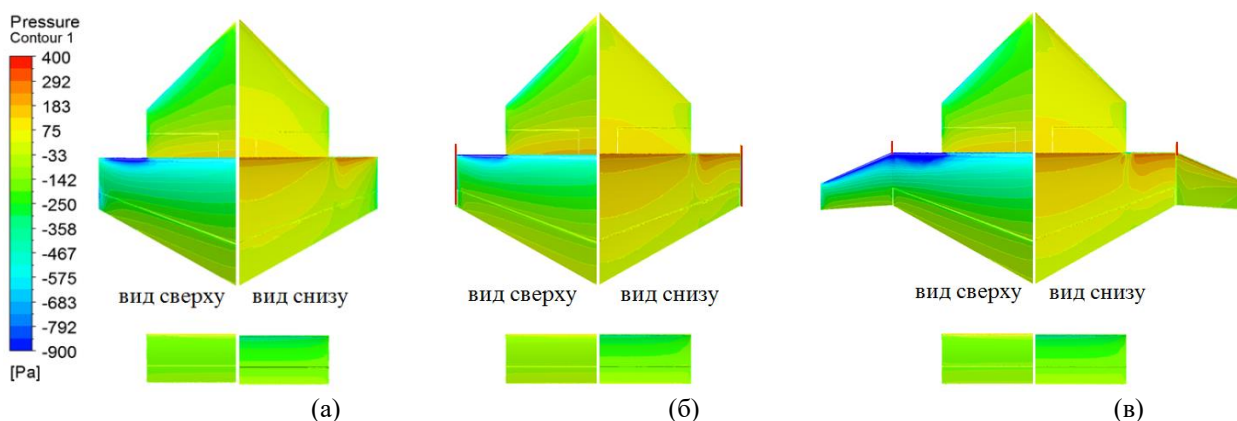


Рис. 9. Поля давлений несущей системы экраноплана при $\bar{h} = 0,1$ и $\alpha = 0$ град :
а – без дополнительных элементов, б – с учетом концевых шайб,
в – с учетом концевых шайб и винглетов

При этом возникающее вблизи экрана интенсивное вихревое течение на законцовке заднего крыла (рис. 10 а) заметно ослабевает при установке концевой шайбы (рис. 10 б) и при установке винглета (рис. 10 в).

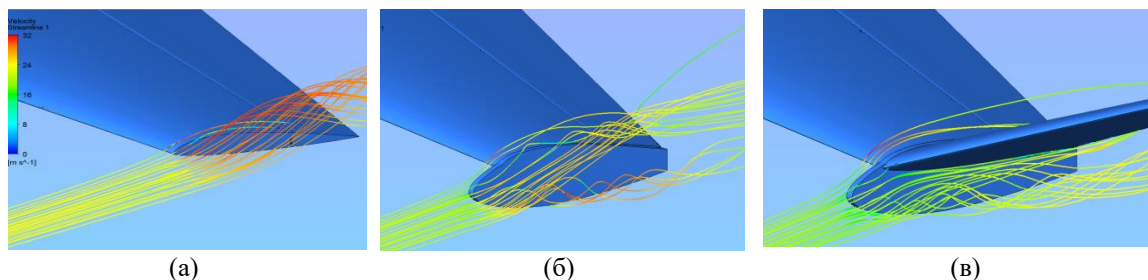


Рис. 10. Линии тока при обтекании концевых элементов заднего крыла несущей системы экраноплана:
а – без дополнительных элементов, б – с учетом концевых шайб,
в – с учетом концевых шайб и винглетов

Установка концевой шайбы на заднем крыле большего размера (высота шайбы t увеличена на 25%), как показано на рис. 11, позволяет незначительно (на 3%) повысить несущие свойства экраноплана, однако повышенное сопротивление в этом случае приводит к уменьшению аэродинамического качества не более чем на 1%.

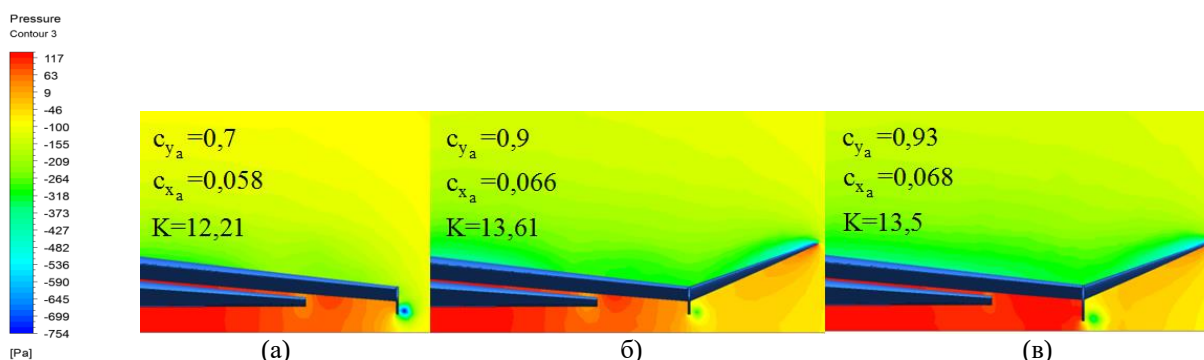


Рис. 11. Поля давлений в поперечном сечении несущей системы экраноплана при $\bar{h} = 0,1$ и $\alpha = 0$ град для случаев: а – с концевой шайбой, б – с концевой шайбой и винглетом, в – с концевой шайбой (высота шайбы t увеличена на 25%) и винглетом

Сходящиеся вихревые жгуты с законцовок переднего крыла приводят к увеличению местных углов атаки законцовок заднего крыла, вследствие чего на его верхних поверхностях возникают зоны отрыва потока (рис. 12). При этом картина обтекания заметно отличается при различных отстояниях от экрана. С увеличением высоты полета срывные течения существенно ослабевают (рис. 13).

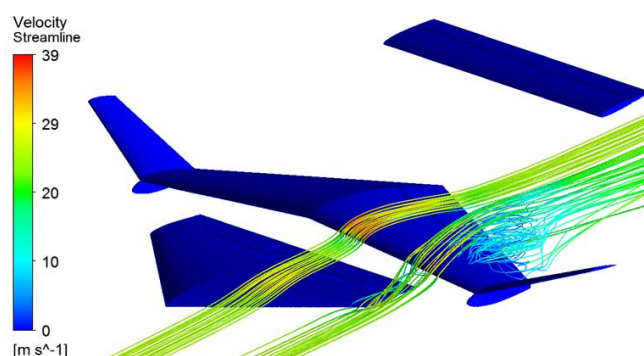


Рис. 12. Линии тока несущей системы экраноплана с концевыми шайбами и винглетами вблизи экрана

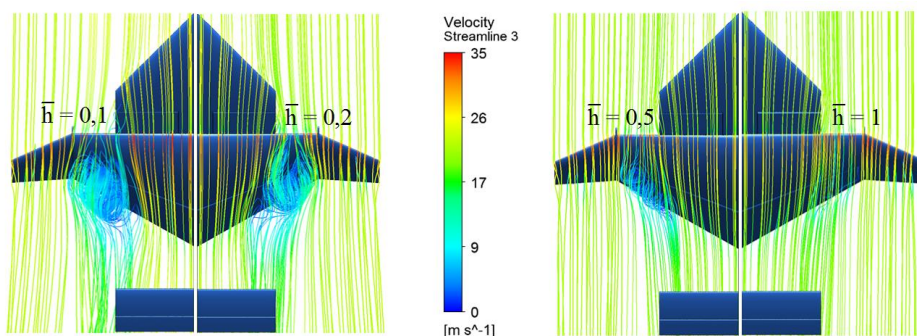


Рис. 13. Линии тока несущей системы экраноплана на виде сверху при различных отстояниях от экрана $\bar{h}$

Исследование угла установки φ_1 только переднего крыла отдельно от всей несущей системы (рис. 14) показало, что максимальное аэродинамическое качество на этом крыле достигается при углах установки $\varphi_1 = 3$ град и $\varphi_1 = 4$ град. Для достижения одновременно высоких несущих свойств и приемлемого аэродинамического качества в дальнейших расчетах на экраноплане предлагается выбрать угол установки переднего крыла $\varphi_1 = 4$ град.

Изменение угла установки заднего крыла в составе несущей системы экраноплана с концевыми шайбами и винглетами оказывает значительное влияние на аэродинамические характеристики экраноплана (рис. 15). Так, при увеличении угла установки заднего крыла с $\varphi_2 = 4$ град до $\varphi_2 = 10$ град резко возрастает (в 1,5 раза) коэффициент подъемной силы c_{y_a} , а также коэффициент сопротивления c_{x_a} – в 1,6 раза. В силу нелинейного характера изменения сопротивления аэродинамическое качество стремится к максимальному значению при угле установки заднего крыла $\varphi_2 = 6$ град.

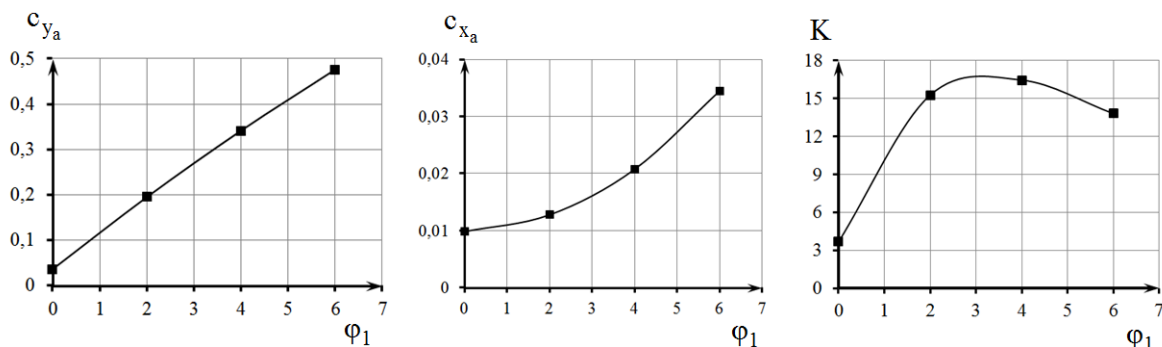


Рис. 14. Аэродинамические характеристики переднего крыла отдельно от несущей системы экраноплана при различных углах установки φ_1

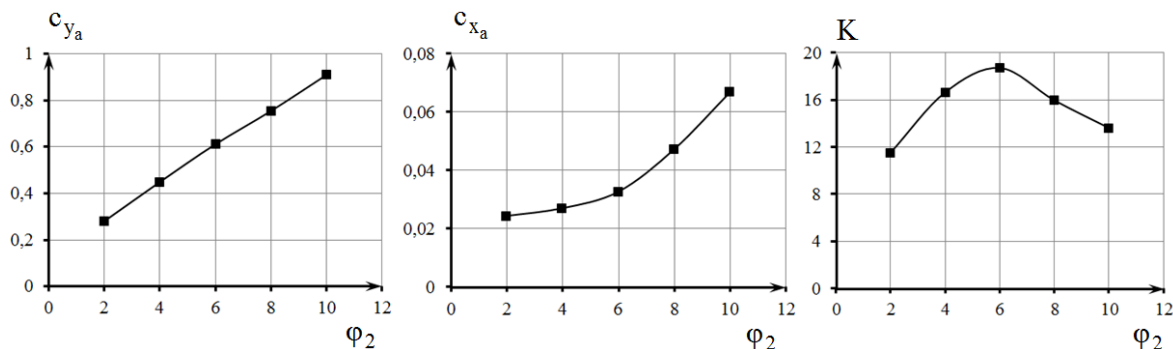


Рис. 15. Аэродинамические характеристики несущей системы экраноплана с концевыми шайбами и винглетами при различных углах установки заднего крыла φ_2 (угол установки переднего крыла $\varphi_1 = 4$ град)

Как показывают линии тока (рис. 16), за счет сходящихся в районе законцовок переднего крыла вихревых жгутов на верхних поверхностях законцовок заднего крыла при углах установки $\varphi_2 = 8$ град и $\varphi_2 = 10$ град возникают срывные течения. На меньших углах установки заднего крыла отрывов потока не наблюдается.

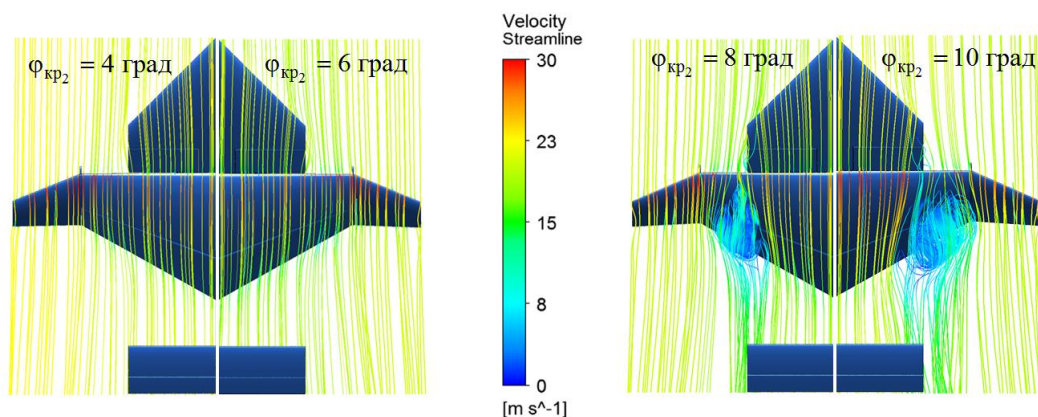


Рис. 16. Линии тока несущей системы экраноплана на виде сверху при различных углах установки заднего крыла φ_2

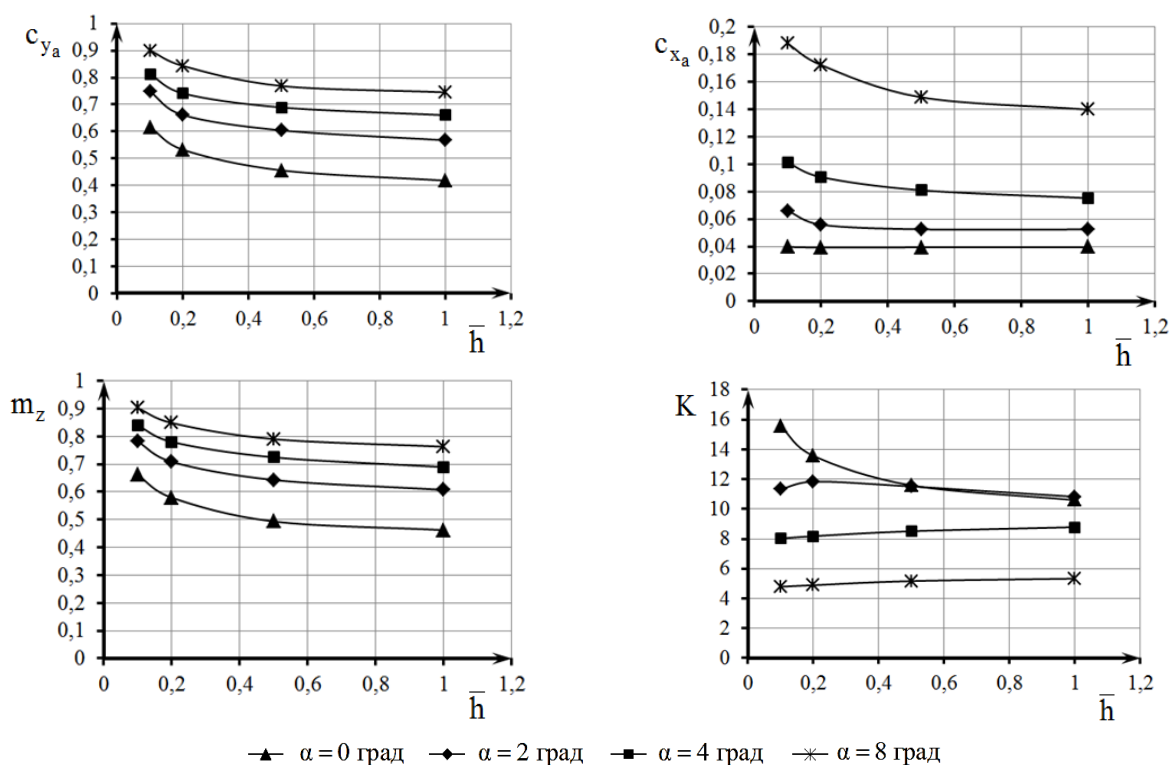


Рис. 17. Аэродинамические характеристики компоновки экраноплана с фюзеляжем и вертикальным оперением при различных углах атаки α и относительных отстояниях от экрана $\bar{h}$

Аэродинамические характеристики компоновки экраноплана (рис. 17) с углами установки переднего и заднего крыльев $\varphi_1 = 4$ град и $\varphi_2 = 6$ град показывают, что при уменьшении относительного отстояния с $\bar{h} = 1$ до $\bar{h} = 0,1$ наибольший прирост коэффициента подъемной силы c_{ya} наблюдается при угле атаки компоновки $\alpha = 0$ град и составляет 33%. Дальнейшее увеличение угла атаки приводит к снижению прироста коэффициента c_{ya} .

Характер прироста коэффициента c_{x_a} изменяется в зависимости от отстояния. С уменьшением высоты прирост коэффициента c_{x_a} возрастает. При этом его максимальное значение составляет 26% для угла атаки $\alpha = 8$ град. Однако при угле атаки $\alpha = 0$ град значение c_{x_a} меняется незначительно. Подобное изменение аэродинамических коэффициентов оказывает значительное влияние на аэродинамическое качество компоновки. Его рост при уменьшении отстояния наблюдается только при углах атаки $\alpha = 0$ град, а также частично при $\alpha = 2$ град. При больших углах атаки качество снижается. Максимальное значение аэродинамического качества ($K=15,55$) достигается при угле атаки $\alpha = 0$ град и относительном отстоянии $\bar{h} = 0,1$.

Сравнительный анализ аэродинамических характеристик несущей системы и компоновки показал, что фюзеляж и вертикальное оперение в основном влияют только на сопротивление экраноплана (увеличение на 18%), а также на его аэродинамическое качество (снижение на 17%).

Выводы

Результаты настоящей работы по оценке влияния параметров компоновки экраноплана схемы «Тандем» на его аэродинамические характеристики позволяют сделать ряд конкретных выводов.

1. Увеличение высоты (расположения) заднего крыла (совместно со стабилизатором) относительно переднего крыла влечет за собой уменьшение несущих свойств и потерю аэродинамического качества экраноплана. Так, при увеличении высоты заднего крыла на относительное расстояние $\bar{y}_M = \frac{y_M}{b_a} = 0,174$ наблюдается снижение коэффициента подъемной силы c_{y_a} на 22%, коэффициента сопротивления c_{x_a} на 15%, аэродинамического качества K на 7% и величины момента тангажа m_z на 12%. Однако стоит отметить, что более высокое расположение заднего крыла позволяет свободно отклонять на нем управляющие поверхности в режиме закрылков на малых высотах полета, не касаясь водной поверхности. Увеличение расстояния между крыльями не приводит к существенным изменениям аэродинамических характеристик, однако при этом значительно меняется картина полей давления на крыльях. Вынос переднего крыла вперед относительно базового положения приводит к падению давления под обоими крыльями и к одновременному увеличению разрежения на их верхних поверхностях. При этом подъемная сила и сила сопротивления изменяются незначительно (до 4%), аэродинамическое качество остается постоянным, а величина момента тангажа заметно возрастает (15–20%), что потребует существенной корректировки положения центра масс экраноплана.

2. Установка концевых шайб на законцовках заднего крыла позволяет повысить подъемную силу и силу сопротивления экраноплана на 5% и 3% соответственно, а аэродинамическое качество на 7%. Величины этих приращений при различных отстояниях от экрана остаются неизменными. Увеличение высоты концевой шайбы t на 25% не приводит к существенным изменениям аэродинамических характеристик. Установка на экраноплане винглетов совместно с концевыми шайбами на высотах экранного полета $\bar{h} \leq 0,2$ позволяет повысить подъемную силу на 25–30%, силу сопротивления на 10–18% и аэродинамического качества на 18–22%.

На высотах полета экраноплана меньше хорды его заднего крыла b_a , как показывают линии тока, возникают индуцированные вихревые течения, сходящие с законцовок переднего крыла (см. рисунки 12, 13). В свою очередь, такие вихревые течения приводят к увеличению углов атаки законцовок заднего крыла и, как следствие, к возникновению срывных явлений. По мере приближения к экрану интенсивность вихревого потока, сходящего с переднего крыла, возрастает и приводит к усилению срывных явлений на заднем крыле.

3. Изменение в исследуемом диапазоне углов установки переднего и заднего крыльев экраноплана показало, что наиболее высокими аэродинамическими характеристиками обладает экраноплан с углами установки переднего крыла $\varphi_1 = 4$ град и заднего крыла $\varphi_2 = 6$ град.

4. Результаты исследования компоновки экраноплана с фюзеляжем и винглетами (рис. 5) с углами установки крыльев $\varphi_1 = 4$ град и $\varphi_2 = 6$ град при различных углах атаки и относительных отстояниях от экрана показывают, что максимальное аэродинамическое качество исследуемой компоновки реализуется на угле атаки $\alpha = 0$ град и достигает значения $K = 15,55$. Дальнейшее увеличение углов атаки и относительных отстояний приводит к росту подъемной силы, силы сопротивления и момента тангажа. Аэродинамическое качество при этом существенно снижается. Фюзеляж и вертикальное оперение в компоновке экраноплана оказывают влияние в основном только на его сопротивление (увеличение на 18%) и на аэродинамическое качество (уменьшение на 17%).

Заявленный вклад авторов: все авторы сделали эквивалентный вклад в подготовку публикации. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Блохин В.Н., Прохоров В.М., Кальясов П.С., Якимов А.К., Туманин А.В., Шабаров В.В. Применение методов вычислительного эксперимента для определения аэродинамических характеристик экраноплана на крейсерском режиме движения // Вестник Нижегород. ун-та им. Н.И. Лобачевского. 2012. № 3. С. 147–154.
2. Вшивков Ю.Ф., Галушко Е.А., Гусев И.Н., Кривель С.М. Аэродинамические особенности и характеристики компоновок экраноплана схем «утка» и «тандем» // Вестник Иркутск. гос. техн. ун-та. 2016. № 5(112). С. 168–180.
3. Вшивков Ю.Ф., Галушко Е.А., Кривель С.М. Несущая система экраноплана схемы «тандем» и ее аэродинамические характеристики // Вестник Иркутск. гос. техн. ун-та. 2018. Т. 22. № 2(133). С. 193–208.
4. Сакорнсин Р., Попов С.А. Оптимизация аэродинамического облика крыла гидросамолета с поплавком на конце // Труды МАИ. 2012. № 57. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=31133> (дата обращения: 01.11.2021).
5. Тарасов А.Л. Исследование аэродинамических характеристик профиля крыла вблизи поверхности земли с помощью программного комплекса ANSYS FLUENT // Науч. вестник МГТУ ГА. 2015. № 216. С. 135–140.
6. Afshar H.A., Alishahi M.M. A study of winglet and aerodynamic interferences in 3rd viscous flow around a flying-boat in ground effect. *J of applied sciences*. 2009; 20(9):3752–3757.
7. Dakhrabadi M.T., Seif M.S. Influence of main and outer wings on aerodynamic characteristics of compound wing-in-ground effect. *Aerospace science and technology*. 2016;(55):177–188.
8. Juhee L., Chang-suk H., Chang-Hwan B. Influence of wing configurations on aerodynamic characteristics of wings in ground effect. *J. of Aircraft*. 2010;47(3):1030–1040.
9. Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. *AIAA Journal* 1994;8(32):1598–1605.
10. Park K., Lee J. Influence of endplate on aerodynamic characteristics of low-aspect-ratio wing in ground effect. *J. of Mechanical Science and Technology*. 2008;(22):2578–2589.
11. Tofa M.M., Maimun A., Ahmed Y.M. Experimental investigation of a wing-in-ground effect craft. *The Scientific World Journal*. 2017. Article ID: 489308.
12. Wei Y., Zhigang Y. Aerodynamic investigation on tiltable endplate for WIG craft. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*. 2012;1(84):4–12.
13. Yang Z., Yang W., Li Y. Analysis of two configurations for a commercial WIG craft based on CFD. 27th AIAA applied aerodynamics conference. 2009. URL: https://www.academia.edu/461506/Analysis_of_Two_Configurations_for_a_Commercial_WIG_Craft_based_on_CFD – 01.11.2021.
14. Yuksel E. An investigation on aircraft wing in ground effect. Qukurova 3rd international scientific research congress. 2019. URL: <https://www.researchgate.net/publication/336011901> – 03.11.2021

Original article

<http://doi.org/10.24866/2227-6858/2022-2/3-16>

Krivel S., Galushko E.

SERGEY M. KRIVEL, Ph.D., Associate Professor,
<http://orcid.org/0000-0003-0569-4796>, krivel66@mail.ru✉
Irkutsk State University

EGOR A. GALUSHKO, Teacher, photon_91@mail.ru
Irkutsk Branch of Moscow State Technical University of Civil Aviation
 Irkutsk, Russia

Influence of the Tandem WIG layout parameters on its aerodynamic characteristics

Abstract. Based on a computational experiment, a number of studies were conducted to assess the influence of layout parameters on the aerodynamic characteristics of the Tandem WIG. The ANSYS CFD modeling software package is used for the research. The process is divided into stages, each involving certain changes to the layout and assessing their impact on the WIG aerodynamic characteristics. Each subsequent stage takes into account the results of the previous stage. At the first stage, the aerodynamic characteristics are investigated at different positions of the bearing surfaces of the assembly. The second stage involves evaluating the effectiveness of the use of end washers and winglets in the layout. At the third stage, the task is to assess the influence of the installation angles of bearing surfaces. At the fourth stage, the influence of the fuselage and vertical tail is evaluated.

Keywords: ekranoplan, aerodynamic characteristics of WIG, WIG layout parameters, GEV (ground transport), WIG (wing effect in the ground)

For citation: Krivel S., Galushko E. Influence of the Tandem WIG layout parameters on its aerodynamic characteristics. FEFU: School of Engineering Bulletin. 2022;(2):3-16. (In Russ.).

Contribution of the authors: the authors contributed equally to this article.

The authors declare no conflict of interest.

REFERENCES

1. Blokhin V.N., Prokhorov V.M., Kalyasov P.S., Yakimov A.K., Tumanin A.V., Shabarov V.V. Application of computational experiment methods to determine the aerodynamic characteristics of an WIG in a cruising mode of motion. Bulletin of the Nizhny Novgorod University. N.I. Lobachevsky. 2012;3:147–154.
2. Vshivkov Yu.F., Galushko E.A., Gusev I.N., Krivel S.M. Aerodynamic features and characteristics of WIG layouts of "duck" and "tandem" schemes. Bulletin of the Irkutsk State-Shock Technical University. 2016;(5):168-180.
3. Vshivkov Yu.F., Galushko E.A., Krivel S.M. Carrying system of the WIG of the "tandem" scheme and its aerodynamic characteristics. Bulletin of Irkutsk State Technical University, 2018;22(2):193-208.
4. Sakornsin R., Popov S.A. Optimization of the aerodynamic appearance of a seaplane wing with a float at the end. Trudy MAI. 2012;57. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=31133> – 01.11.2021.
5. Tarasov A.L. Investigation of the aerodynamic characteristics of the wing profile near the earth's surface using the ANSYS FLUENT software package. Scientific Bulletin of MSTU GA. 2015;216:135–140.
6. Afshar H.A., Alishahi M.M. A study of winglet and aerodynamic interferences in 3-d viscous flow around a flying-boat in ground effect. Journal of applied sciences. 2009;9(20):3752–3757.
7. Dakhrabadi M.T., Seif M.S. Influence of main and outer wings on aerodynamic characteristics of compound wing-in-ground effect. Aerospace science and technology. 2016;(55):177–188.
8. Juhee L., Chang-suk H., Chang-Hwan B. Influence of wing configurations on aerodynamic characteristics of wings in ground effect. *J of Aircraft*. 2010;47(3):1030–1040.
9. Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. AIAA J. 1994;8(32):1598–1605.
10. Park K., Lee J. Influence of endplate on aerodynamic characteristics of low-aspect-ratio wing in ground effect. Journal of Mechanical Science and Technology. 2008;(22): 2578–2589.
11. Tofa M.M., Maimun A., Ahmed Y.M. Experimental investigation of a wing-in-ground effect craft. The Scientific World Journal. 2017. Article ID: 489308.
12. Wei Y., Zhigang Y. Aerodynamic investigation on tiltable endplate for WIG craft. Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal. 2012;1(84):4–12.
13. Yang Z., Yang W., Li Y. Analysis of two configurations for a commercial WIG craft based on CFD. 27 th AIAA applied aerodynamics conference. 2009. URL: https://www.academia.edu/461506/Analysis_of_Two_Configurations_for_a_Commercial_WIG_Craft_based_on_CFD – 01.11.2021.
14. Yuksel E. An investigation on aircraft wing in ground effect. Qukurova 3rd international scientific research congress. 2019. URL: <https://www.researchgate.net/publication/336011901> – 03.11.2021