

## ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНОГО ВЗАИМНОГО РАСПОЛОЖЕНИЯ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ЭКРАНОПЛАНА СХЕМЫ «УТКА»

Рассматривается возможность определения рационального взаимного расположения несущих поверхностей экраноплана схемы «утка» аналитическими методами. Используется подход, отличный от традиционного, а именно, возможность увеличения аэродинамического качества несущей системы не за счет увеличения подъемной силы, а за счет уменьшения силы лобового сопротивления несущей системы. Выносится предположение о возможности применения совокупности аналитических методов, позволяющей существенно упростить поиск решения на качественном уровне, что в свою очередь позволит сократить количество экспериментов, в том числе и виртуальных, для получения искоемых результатов.

Ключевые слова: экраноплан, интерференция.

Для каждого проектируемого летательного аппарата рациональность расположения несущих поверхностей (НП) определяется максимумом аэродинамического качества при соблюдении иных предъявляемых требований (условий технического задания и т. д.). Активно используются для этого численные методы (электронные продувки с использованием различных программных комплексов), продувки в аэродинамических трубах, буксировочные испытания в бассейнах и на открытой акватории. Однако используемые подходы для решения поставленной задачи приводят, фактически, к перебору вариантов взаимного расположения несущих поверхностей, что усложняет и удорожает процесс поиска решения, при значительном времени поиска. Аналитические методы существенно проще, но точность их существенно ниже, что не позволяет использовать их для решения подобных задач. Формирование нового подхода для определения рационального взаимного расположения НП экраноплана схемы «утка» в сочетании с доработкой и интеграцией аналитических методов может позволить использовать последние для получения качественных результатов и, тем самым, существенно уменьшить число необходимых электронных продувок и экспериментов.

Для определения рационального взаимного расположения НП экраноплана схемы «утка» необходимо выполнение следующих задач:

- 1) определение поведения потока вблизи изолированной НП в зоне действия экранного эффекта:
  - поведения потока за изолированной НП вблизи экрана;
  - поведения потока перед изолированной НП вблизи экрана;
- 2) параметров потока в межкрыльевой области;
- 3) характеристик НП с учетом интерференции.

Для несущей поверхности вне экрана угол скоса потока считается определенным [1]:

$$\varepsilon = \frac{c_y}{\pi \cdot \lambda} (1 + \tau),$$

где  $\tau$  – коэффициент, учитывающий расстояние до НП, рассчитываемый по формуле

$$\tau = \frac{k^2}{2} \left[ 1 + \sqrt{1 + \left( \frac{l}{2 \cdot L} \right)^2 \frac{1}{k^2}} \right] - 1,$$

где  $L$  – расстояние по горизонтали от крыла до рассматриваемой точки  $A$ , лежащей в плоскости сходящихся вихрей;  $k$  – отношение размаха НП к расстоянию между свободными вихрями.

В инженерных расчетах угол скоса потока рассматривают в основном как функцию, определяемую коэффициентом подъемной силы и удлинением крыла ввиду малости значений коэффициента  $\tau$ .

Учет коэффициента  $\tau$  позволяет определить угол скоса потока в любой точке пелены, и, тем самым, определить ее траекторию.

Для моделирования экрана использован метод зеркального отражения (рис. 1), где  $h_a$  – отстояние рассматриваемой точки от экрана. При этом, для определения угла скоса потока в некоторой точке  $A$ , лежащей в плоскости вихревой пелены, необходимо учитывать также угол скоса, индуцируемый отраженной системой вихрей.

Для определения угла скоса потока принято относительное расстояние от точки фокуса до рассматриваемой точки равным  $\bar{L}$ . Начало координат находится в точке  $O$ , располагающейся между центрами давлений реальной и отраженной НП на экране. За положительное направление оси  $Ox$  принято направление скорости набегающего потока  $U_\infty$ .

В результате выполнения необходимых преобразований, получена следующая зависимость:

$$\varepsilon = \frac{c_y}{2\pi\lambda} \kappa^2 \left[ \frac{\sqrt{1 + \left( \frac{\lambda}{2\sqrt{L^2 + (\bar{h}_d - \bar{h}_a)^2}} \right)^2} \cdot \frac{1}{\kappa^2} - \frac{\lambda^2 \sqrt{L^2 + (\bar{h}_d - \bar{h}_a)^2}}{\kappa^2 4(L^2 + (\bar{h}_d + \bar{h}_a)^2) \sqrt{\frac{\lambda^2}{4\kappa^2} + L^2 + (\bar{h}_d + \bar{h}_a)^2}} - \left( 1 + \frac{\sqrt{L^2 + (\bar{h}_d - \bar{h}_a)^2}}{\sqrt{\frac{\lambda^2}{4 \cdot \kappa^2} + L^2 + (\bar{h}_d + \bar{h}_a)^2}} \right) \cdot \frac{\lambda}{\kappa^2 \sqrt{\frac{\lambda^2}{4\kappa^2} + 4\bar{h}_a^2}} \right],$$

где  $\bar{h}_d$  – относительное отстояние точки центра давления НП по углу атаки от экрана;  $\bar{h}_a$  – относительное отстояние вихревой пелены от экрана в рассматриваемой точке;  $\kappa$  – коэффициент, определяемый по формуле:

$$\kappa = \frac{1 + \frac{1}{2\lambda}}{1 - \bar{h}}$$

Таким образом, в свертке получим следующее:

$$\varepsilon = \frac{c_y}{\pi\lambda} (\tau - \tau_{\text{экр}}).$$

В формулу для определения угла схода потока введена новая составляющая, отражающая, собственно, влияние экрана:

$$\tau_{\text{экр}} = \frac{\kappa^2}{2} \left[ 1 + \frac{\lambda^2 \sqrt{\bar{L}^2 + (h_d - h_a)^2}}{\kappa^2 4(\bar{L}^2 + (h_d + h_a)^2) \sqrt{\frac{\lambda^2}{4\kappa^2} + \bar{L}^2 + (h_d + h_a)^2}} - \left( 1 + \frac{\sqrt{\bar{L}^2 + (h_d - h_a)^2}}{\sqrt{\frac{\lambda^2}{4\kappa^2} + \bar{L}^2 + (h_d + h_a)^2}} \right) \frac{\lambda}{\kappa^2 \cdot \sqrt{\frac{\lambda^2}{4\kappa^2} + 4h_a^2}} \right] - 1.$$

Для решения использован метод максимальных приближений.

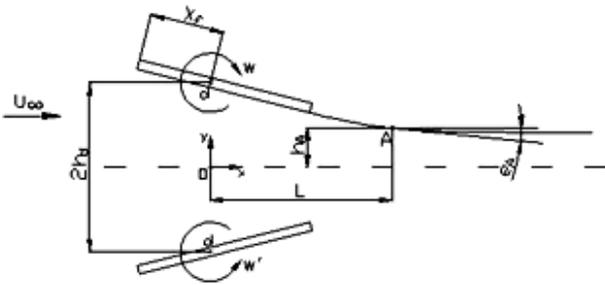


Рис. 1. Моделирование экрана методом зеркального отражения

Траектория вихревой пелены представлена состоящей из множества прямых отрезков. Пусть  $dL$  – элементарный горизонтальный отрезок, на котором вихревая пелена принимается движущейся прямолинейно (рис. 2). Угол схода потока в  $i$ -й точке вихревой пелены имеет вид

$$\varepsilon_i = \arctg \left( \frac{\bar{h}_{i-1} - \bar{h}_i}{dL} \right).$$

Для некоторой точки  $A$ , лежащей в плоскости вихревой пелены, используем формулу

$$\bar{h}_A = \bar{h}_f - \sum_{i=1}^n dL \sin(\varepsilon_{i-1}),$$

где  $n$  – количество последовательно рассматриваемых точек при  $n-1$  разбиении.

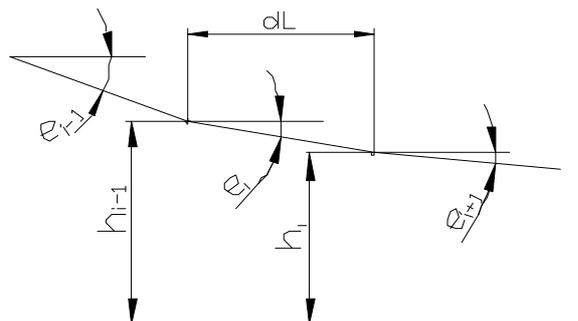


Рис. 2. Элемент траектории вихревой пелены

Определена траектория вихревой пелены за НП для различных значений удлинения НП, угла атаки и отстояния от экрана.

По представленным графикам (рис. 3, 4, 5) видно, что при увеличении угла атаки НП угол схода потока пропорционально увеличивается; при приближении НП к экрану угол схода потока уменьшается; при увеличении удлинения НП угол схода потока уменьшается, что полностью согласуется с результатами исследований [2]. Кроме того, на расстоянии одной хорды от задней кромки НП поток условно можно принять горизонтальным ввиду малости значения угла схода потока.

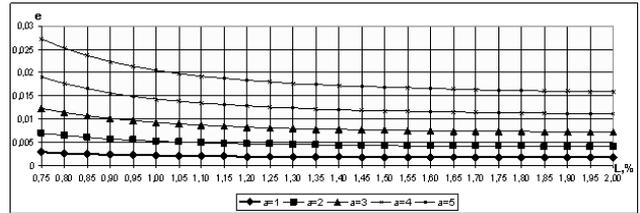


Рис. 3. Угол схода потока при различных углах атаки при относительном отстоянии  $\bar{h} = 0,1$  и удлинении  $\lambda = 2$

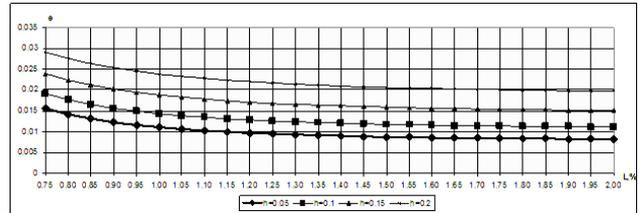


Рис. 4. Угол схода потока при различных отстояниях при угле атаки  $\alpha = 4^\circ$  и удлинении  $\lambda = 2$

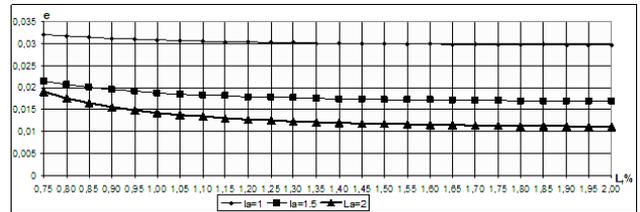


Рис. 5. Угол схода потока при различном удлинении при угле атаки  $\alpha = 4^\circ$  и относительном отстоянии  $\bar{h} = 0,1$

Вследствие самоиндуцированного воздействия вихревая пелена обычно неустойчива и на некотором расстоянии от НП сворачивается в спираль. Важность представления вихревой пелены как распределения вихревых нитей состоит в том, что, используя конечный набор дискретных вихрей можно вполне адекватно моделировать разнообразные течения, в том числе и процесс сворачивания вихревой пелены. В отличие от бесконечно тонкой вихревой нити более приближенной к реальности [3] является модель цилиндрического вихря с конечным ядром круглого сечения радиуса  $r$ , в котором завихренность  $\omega$  постоянна. Вне ядра течение полагается безвихревым. Для определения параметров вихря применена вихревая модель Ренкина, как одна из наиболее простых моделей, отражающая основные особенности концентрированных вихрей.

В работах [3] и [4] рассмотрен плоский ламинарный след за пластиной, расположенной параллельно потоку несжимаемой жидкости. Определено изменение полуширины следа и убывание дефекта скорости вниз по потоку. Дефект скорости

$\Delta u$  убывает по закону  $\Delta u = U_\infty(4x/r + 1)^{-1/2}$ , а полуширина следа нарастает по закону  $r = b[0,693 + (4x/b + 1)\text{Re}]^{1/2}$ . Ось  $x$  направлена вниз по потоку, а ось  $y$  – поперек; начало координат – на задней кромке НП.

В первом приближении принято, что ввиду небольших углов атаки передней НП при наличии экрана спутный след за ней практически прямолинеен. Данное упрощение принято только для определения ширины следа для существенных отстояний при небольших углах атаки и неприменимо при малых отстояниях, где ширина следа уменьшается за счет поджатия сходящих вихрей опорной поверхностью.

Так как полуширина следа есть условный радиус, то профиль давлений в ядре вихря на некотором расстоянии от вихря считается определенным.

Также рассмотрено поведение потока перед несущей поверхностью (рис. 6), для чего выполнено предположение о незначительности влияния свободных вихрей, сходящих с НП.

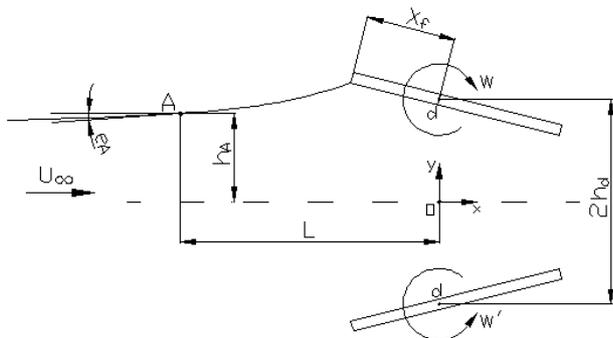


Рис. 6. Моделирование экрана для определения отклонения потока перед НП

Для определения угла отклонения потока перед НП расчетная формула принимает вид

$$\varepsilon = \frac{c_y}{2\pi\lambda} \kappa^2 \cdot \left( \frac{\frac{\lambda^2}{4\kappa^2 \sqrt{L^2 + (h_a - h_d)^2}} \cdot \sqrt{\frac{\lambda^2}{4\kappa^2} + L^2 + (h_a - h_d)^2}}{\lambda^2 \sqrt{L^2 + (h_a - h_d)^2}} \cdot \frac{\kappa^2 4 (\bar{L}^2 + (h_d + h_a)^2) \cdot \sqrt{\frac{\lambda^2}{4\kappa^2} + \bar{L}^2 + (h_d + h_a)^2}}{\lambda^2 \sqrt{L^2 + (h_a - h_d)^2}} \right)$$

Также методом максимальных приближений определена траектория потока перед НП для различных значений удлинения НП, угла атаки и отстояния от экрана.

По представленным графикам (рис. 7, 8, 9) видно, что при увеличении угла атаки НП угол схода потока пропорционально увеличивается; при приближении НП к экрану угол схода потока увеличивается; при увеличении удлинения НП угол схода потока увеличивается, что полностью согласуется с реальной физикой явления. Кроме того, на расстоянии одной хорды от передней кромки НП поток условно можно принять горизонтальным ввиду малости значения угла отклонения потока.

Рассмотрено поведение потока в так называемой межкрыльевой зоне при обтекании комбинации несущих поверхностей как показано на рис. 10 (зона F).

Для определения их рационального взаимного расположения подробнее рассмотрено обтекание носка задней НП.

Как известно [5], при безударном обтекании НП ее сопротивление существенно меньше притом, что реали-

зуется безотрывное обтекание (чем, собственно и обусловлено применение отклоняемого носка крыла). Таким образом, представляется целесообразным обеспечить безударное обтекание задней НП, что позволит, в свою очередь, улучшить ее аэродинамическое качество.

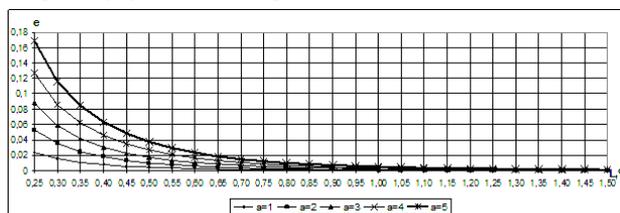


Рис. 7. Угол отклонения потока при различных углах атаки при относительном отстоянии  $\bar{h} = 0,1$  и удлинении  $\lambda = 2$

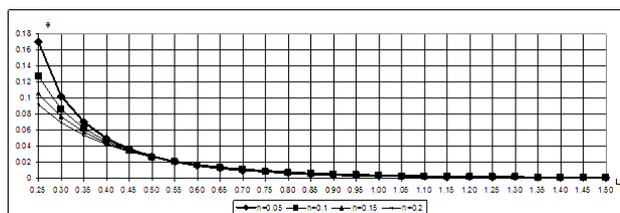


Рис. 8. Угол отклонения потока при различных отстояниях при угле атаки  $\alpha = 4^\circ$  и удлинении  $\lambda = 2$

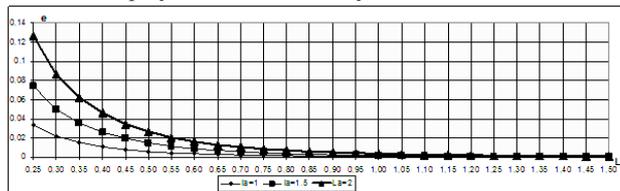


Рис. 9. Угол отклонения потока при различном удлинении при угле атаки  $\alpha = 4^\circ$  и относительном отстоянии  $\bar{h} = 0,1$

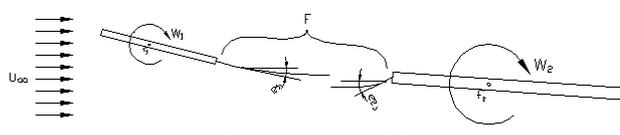


Рис. 10. Поток в межкрыльевой области

Давление в критической точке A, где происходит расслоение потока, может быть представлено выражением

$$P_A = P_\infty + q.$$

Сопротивление в данной точке максимально.

Для минимизации сопротивления использовано свойство вихревой пелены, сходящей с передней НП. Так как вихревая пелена характеризуется резким понижением давления, минимум которого наблюдается на оси вихря, то условие минимума давления в точке A запишется в виде

$$P_{A_{\min}} = P_{\min} + q,$$

где  $P_{\min}$  – давление в центре вихря, сходящего с передней НП.

Физический смысл данной записи заключается в том, что точка A лежит на оси вихря, сходящего с передней НП. Именно при таком взаимном расположении НП поток, набегающий на среднюю поверхность, моделирующую профиль задней НП, не обтекает переднюю кромку, а разделяется на ней на верхний и нижний. При этом такой режим обтекания возможен уже при различных уг-

лах атаки задней НП, так как обеспечивается положением передней НП относительно задней НП. При данных условиях имеет место полная реализация подсосывающей силы и, как следствие, наименьшее аэродинамическое сопротивление НП.

Так как обтекание носка задней НП безударное, то в передней точке поток горизонтален ( $\varepsilon_2 = 0$ ), то есть выполняется следующее условие:

$$\frac{c_{y1}}{\lambda_1}(\tau_1 - \tau_{\text{экр1}}) = \frac{c_{y2}}{2\lambda_2}\tau_{\text{экр2}},$$

где коэффициенты с индексом 1 характеризуют переднюю НП, а коэффициенты с индексом 2 характеризуют заднюю НП.

В связи с вышеизложенным, принято, что определение рациональных параметров взаимного расположения НП возможно при наличии такого начального условия, как  $h_1 > (h_2)_0$ , где  $(h_2)_0$  – отстояние носка задней НП от экрана.

Данным условием обеспечивается, собственно, возможность существования такой точки на вихревой пелене, в которой  $\varepsilon = 0$  (поток горизонтален).

Угол скоса потока в межкрыльевой области с учетом интерференции имеет вид

$$\varepsilon_i = (\varepsilon_1)_i - (\varepsilon_2)_{n-i}.$$

Пусть  $A$  – точка вихревой пелены, где  $\varepsilon = 0$ . Тогда:

$$\Delta h = h_A - (h_2)_0.$$

Для приведения потока в носок задней НП описанные алгоритмы допускают множество вариаций:

$$(\alpha_1)_{i+1} = (\alpha_1)_i \frac{(h_A)_i}{h_2};$$

$$(h_1)_{i+1} = (h_1)_i \frac{(h_A)_i}{h_2};$$

$$(L)_{i+1} = (L)_i \frac{(h_A)_i}{h_2}.$$

Поиск решений ведется итеративно до получения удовлетворительной сходимости результатов.

Представленные алгоритмы позволяют определить искомое взаимное расположение НП, при котором может быть реализовано минимальное аэродинамическое сопротивление задней НП при относительно небольших потерях подъемной силы.

Вышеизложенные алгоритмы позволяют определять значение подъемной силы задней НП с учетом дефекта скорости, возникающим за передней НП. При этом, так как скорость в следе считается осредненной, то истинное значение скорости составляет среднее между рассчитанной в следе и скоростью невозмущенного потока. Изменение давления при определении подъемной силы не учтено, т. к. все значимые изменения укладываются в область ширины следа, что при выполнении поставлен-

ных ранее условий не превышает половины толщины задней НП, а, следовательно, укладывается в область носка задней НП и оказывает влияние лишь на создание силы сопротивления.

Аэродинамическое качество задней НП рассчитывается по формуле

$$K = \frac{C_y \rho \frac{g^2}{2} K_y}{K_x \int_0^b (P_{\text{пер}} - P_{\text{зад}}) dx},$$

где  $K_x$  и  $K_y$  – коэффициенты интерференции сопротивления и подъемной силы соответственно:

$$K_y = \frac{g_{\text{возм}}}{g};$$

$$K_x = \frac{P_{\text{возм}}}{P},$$

где  $g_{\text{возм}}$  и  $P_{\text{возм}}$  – возмущенная скорость а давление соответственно.

Полный коэффициент интерференции НП:

$$K_{\text{инт}} = \frac{K_y}{K_x} = \frac{g_{\text{возм}} P}{P_{\text{возм}} g}.$$

Простота нахождения результата по изложенной методике позволяет рассмотреть в первом приближении большое число расчетных случаев за гораздо меньшее время с гораздо меньшими трудозатратами, при отсутствии необходимости в сложных измерительных комплексах и программных продуктах.

Кроме того, представленная методика применима для всего диапазона отстояний и не только для плоских НП, но и для телесных профилей, так как значения коэффициентов подъемной силы определяются вне данной методики (экспериментально, по атласу аэродинамических характеристик профилей, численными или иными методами).

#### Библиографический список

1. Краснов, Н. Ф. Аэродинамика : учебник для вузов / Н. Ф. Краснов. М. : Высш. шк., 1971.
2. Костин, А. Г. Исследование движения несущей системы вблизи экрана / А. Г. Костин // Тр. Иркут. политехн. ин-та. 1969. Вып. 52.
3. Алексеенко, С. В. Введение в теорию концентрированных вихрей / С. В. Алексеенко, П. А. Куйбин, В. Л. Окулов. М. ; Ижевск : Ин-т компьютерн. исслед., 2005.
4. Секундов, А. Н. Экспериментальное исследование течения в следе за тонкими пластинами / А. Н. Секундов, О. В. Яковлевский // Изв. АН СССР МЖГ. М. : Наука, 1970. № 6.
5. Павленко, В. С. Нелинейные характеристики тонкого крыла при безударном обтекании носка / В. С. Павленко // Изв. АН СССР МЖГ. М. : Наука, 1975. № 5.

I. O. Bobarika, I. N. Gusev

### CHOICE OF RATIONAL MUTUAL POSITIONING OF BEARING SURFACES OF «DUCK» SCHEME AIRFOIL BOAT

*Determination possibility of rational mutual positioning of bearing surfaces positioning of «duck» scheme airfoil boat is considered by analytical methods. The approach which is different from traditional, exactly, the possibility of*

*aerodynamic quality of bearing system increase not for of a carrying power, but for reduction force of front resistance of bearing system force is used. The assumption possibility of the analytical methods application unity that allows essentially to simplify essentially the search of the decision at qualitative level is taken out that in turn will allow to reduce the quantity of experiments, including virtual, to receive required results.*

*Keywords: airfoil boat, interference.*

УДК 629.6:629.735.33

М. И. Антипин, И. Н. Гусев

## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ ЭКРАНОПЛАНА НА СТАДИИ ТЕХНИЧЕСКОГО ПРЕДЛОЖЕНИЯ

*Построена математическая модель выбора рациональных параметров экраноплана при эскизном проектировании методом исследования пространства параметров. Получены численные значения аэродинамических коэффициентов  $c_y(a, h)$  и  $m_z(a, h)$ , относительной координаты аэродинамического фокуса  $x_f(a, h)$ , распределение аэродинамической нагрузки по несущей поверхности для трех аэродинамических схем несущих поверхностей: «самолетная», «утка», «гибрид». Построены функциональные зависимости  $c_y = f(a, h)$ ,  $m_z = f(a, h)$ ,  $x_f = f(a, h)$ .*

*Ключевые слова: математическая модель, экранный эффект, экраноплан, центр тяжести, 5V-образное крыло с отрицательным углом стреловидности.*

Проект нового экраноплана на этапе технического предложения должен отражать результаты проектно-конструкторских изысканий рациональных параметров экраноплана. Под рациональными параметрами понимаются такие, которые наилучшим образом отвечают поставленным тактико-техническим требованиям и техническому заданию. Выбор рациональных параметров летательного аппарата, рассмотренный в работах [1; 2; 3], позволяет решать задачи многопараметрической оптимизации, где в качестве целевой функции  $\Phi = f(A, f)$  принимают либо приведенные затраты, либо критерий, отражающий устойчивость летательного аппарата.

Задачу выбора рациональных параметров экраноплана необходимо рассматривать как многофункциональную, поскольку требуется при проектировании обеспечить максимальное аэродинамическое качество, устойчивость аппарата, минимальную массу конструкции,

минимальные приведенные затраты, минимальное лобовое сопротивление.

Существующие методы оптимизации, основанные на свертывании векторного критерия целевых функций и перехода к одноцелевой задаче, приводят к замене одной задачи другой, а получаемое решение не соответствует исходной постановке. Поэтому решать данную задачу необходимо методом, позволяющим учитывать несколько целевых функций, решать задачу в исходной постановке – методом исследования пространства параметров (ИПП).

В данном случае математическая модель была построена для трех основных компоновочных схем, «самолетной», «утка», «гибридная», и трех видов несущих поверхностей треугольное с углом поперечного  $V < 0$ , треугольное с углом поперечного  $V > 0$  [4], прямоугольное (рис. 1).



Рис. 1. Основные аэродинамические компоновки экранопланов