

УДК 532.528

К РАЦИОНАЛЬНОМУ ВЫБОРУ ПАРАМЕТРОВ НЕСУЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ ЭКРАНОПЛАНА

В. И. КОРОЛЕВ

Институт гидромеханики НАН Украины, Киев

Получено 7.11.2001 ◊ Пересмотрено 11.06.2002

Рассматриваются вопросы выбора геометрических характеристик изолированного крыла, движущегося вблизи экрана, а также системы с двумя несущими крыльями, обеспечивающими оптимальное аэродинамическое качество и максимальный восстанавливающий момент при отклонениях экраноплана по тангажу. В результате параметрического исследования получены рекомендации, позволяющие значительно сузить область поиска оптимальных параметров аэродинамической схемы самостабилизованного экраноплана, удовлетворяющих требованиям аэродинамической эффективности и устойчивости движения.

Розглядаються питання вибору геометричних характеристик ізольованого крила, що рухається поблизу екрану, а також системи з двома несучими крилами, що забезпечують оптимальну аеродинамічну якість і максимальний відновлюючий момент при відхиленнях екраноплану по тангажу. В результаті параметричного дослідження одержані рекомендації, що дозволяють значно звужити область пошуку оптимальних параметрів аеродинамічної схеми самостабілізуючого екраноплану, що задовільняє вимогам аеродинамічної ефективності і стійкості руху.

The questions of choice of the geometrical characteristics of isolated wing moving near a screen and a system two carrying wings providing optimum aerodynamical quality and maximum restoring moment at ekranoplan pitch deviation are considered. In result of parametrical investigations the recommendations which allow considerably to narrow a field of a search of optimum parameters aerodynamical scheme of the self-stabilized ekranoplan satisfying to the demands on aerodynamical effectiveness and stability motion have been obtained.

ВВЕДЕНИЕ

При создании морских транспортных средств нередко выбор их основных характеристик проводится на основе компромисса. В условиях жестких ограничений каждая тонна водоизмещения может быть использована либо для увеличения грузоподъемности, либо для повышения скорости, улучшения мореходных качеств и т. п.

Важность и значимость отдельных характеристик определяется путем анализа условий эксплуатации объекта, его основного назначения и соблюдения некоторых требований, определяющих неотъемлемые качества объекта – экономической эффективности, безопасности и соответствия действующим нормам и правилам эксплуатации.

Так, объект с высоким аэродинамическим качеством при движении на тихой воде не может считаться оптимальным, если его мореходность ограничивается узкими пределами внешних условий, что может значительно снизить его основную характеристику – провозную способность – количество перевозимого груза в тонно-километрах за определенный период времени (год) с учетом возможных простоев из-за ограничений по погоде и т. д.

Все вышесказанное в полной мере относится и к проектированию объектов, использующих дина-

мическую силу поддержания, – судов на подводных крыльях (СПК) и экранопланов (ЭП). В этом случае это положение реализуется в том, что параметры одного и того же несущего элемента – подводного или воздушного крыла – существенно влияют как на аэродинамическую эффективность, так и на устойчивость движения. Требования к повышению этих основополагающих качеств объекта могут вступать в противоречие. При этом приоритет отдается устойчивости, определяющей безопасность, так как никакое повышение эффективности не будет оправдано, если оно достигается за счет снижения безопасности до недопустимо низкого уровня, что чревато аварией, потерей транспортного средства, груза, людскими потерями.

Единый критерий по этим показателям сформулировать затруднительно. В некоторой мере таким частным критерием могла бы быть вышеупомянутая характеристика – провозная способность за определенный период времени. При создании конкретных объектов для конкретных целей и района действия, погодных условий делаются подобные оценки с определенной степенью приближения. В настоящей работе предпринята попытка на основе анализа основных факторов, влияющих на аэродинамическое качество и устойчивость несущей системы, получить рекомендации по выбору ее основных параметров, в наибольшей мере

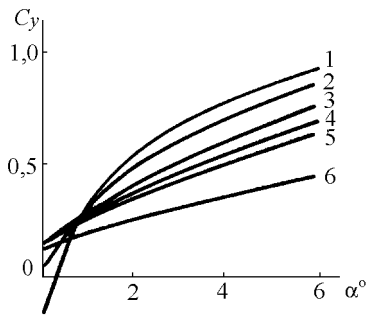


Рис. 1. Зависимость C_y от угла атаки и отстояния до экрана для крыла с удлинением $\lambda = 3$:
 1 – $\bar{h} = 0.025$; 2 – $\bar{h} = 0.05$; 3 – $\bar{h} = 0.1$;
 4 – $\bar{h} = 0.15$; 5 – $\bar{h} = 0.35$; 6 – $\bar{h} = \infty$

отвечающих требованиям эффективности и безопасности.

1. ОСНОВНЫЕ ФАКТЫ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

При движении воздушного крыла вблизи твердого или жидкого экрана (в последнем случае – вблизи границы раздела двух сред – воды и воздуха) значительно возрастает его подъемная сила, снижается сопротивление движению, увеличивается аэродинамическое качество крыла $K = C_y/C_x$ по сравнению с движением в безграничном потоке. Здесь C_x – коэффициент сопротивления крыла, C_y – коэффициент подъемной силы.

В общих чертах влияние экрана на работу воздушного крыла описано в [1, 2]. Величины C_x , C_y , K в большой степени зависят от относительного расстояния до экрана $\bar{h} = h/b$, где h – расстояние от задней кромки крыла до экрана; b – средняя аэродинамическая хорда крыла (рис. 1, 2) [3]. Так, при малых относительных расстояниях ($\bar{h} = 0.025 - 0.05$) аэродинамическое качество крыла может достигать значений 60 и более (рис. 2), что значительно превосходит соответствующие величины для крыла в безграничном потоке. С учетом влияния корпуса экраноплана, оперения, выступающих частей, реально допустимых расстояний до экрана, суммарное качество значительно снижается. Но и при этом преимущество крыла при движении вблизи экрана остается существенным.

Однако это преимущество, достигаемое за счет движения вблизи опорной поверхности (экрана), приводит к необходимости обеспечения устойчивого движения экраноплана в узком диапазоне отклонений, исключающих его удары о поверхность экрана.

Это обстоятельство определяет нижний предел

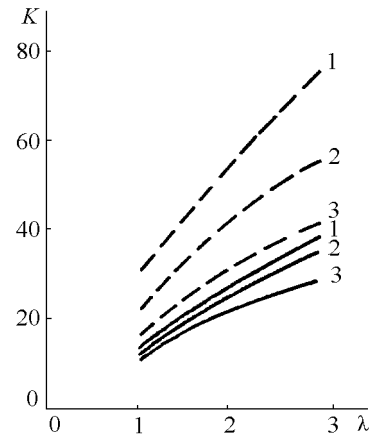


Рис. 2. Зависимость K от α и \bar{h} :
 - - - $\alpha = 2^\circ$; — $\alpha = 6^\circ$;
 1 – $\bar{h} = 0.025$; 2 – $\bar{h} = 0.05$; 3 – $\bar{h} = 0.1$

реального эксплуатационного отстояния, ограничивающего возможность увеличения эффективности за счет уменьшения \bar{h} . В связи с этим при определении оптимальных параметров аэродинамической схемы представляет интерес величина абсолютного отстояния от экрана h , определяющая необходимый запас высоты, который обеспечивает безопасность полета.

Поэтому, помимо величин C_y , K , необходимо принимать в расчет величину абсолютного отстояния (клиренса) h , которое не может быть меньше определенного значения. Уменьшения \bar{h} при заданном h можно достичь за счет увеличения b , т. е. при фиксированной площади крыла S снижением удлинения, что приведет к уменьшению K . Таким образом, возникает вопрос об оптимальной величине λ , обеспечивающей необходимую величину клиренса h при высоком качестве K .

Иными словами, необходимо, чтобы три параметра – K , h и C_y – имели максимальное значение. C_y и площадь крыла S однозначно определяют подъемную силу и при заданном ее значении чем больше C_y , тем меньше площадь S , а следовательно, и вес крыла.

Помимо этого следует обеспечить устойчивость. "Устойчивость движения летательного аппарата (ЛА) – свойство кинематических характеристик движения возвращаться к своим исходным значениям в основном движении после отклонения ЛА от исходного движения и прекращения действия причины, вызвавшей это возмущение. Необходимым условием устойчивости движения является наличие восстанавливающих сил и моментов ..." [4]. В авиации мерой продольной

статической устойчивости ЛА принята величина

$$\frac{\partial m_z}{\partial C_y}, \quad (1)$$

где $m_z = \frac{M_z}{qbS}$; M_z – продольный момент аэродинамических сил, действующих на ЛА; b – хорда крыла; S – площадь крыла; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор; ρ – плотность воздуха; V – скорость полета.

В дальнейшем в качестве характеристики продольной устойчивости ЭП по тангажу используется выражение, конкретизирующее зависимость (1).

2. ОПТИМАЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ИЗОЛИРОВАННОГО КРЫЛА

Основные аэродинамические характеристики крыла, определяющие его эффективность, зависят от формы профиля, формы крыла в плане, угла атаки α , удлинения λ и относительного отстояния крыла от экрана \bar{h} . В наибольшей мере на эти характеристики влияют три последних параметра.

Величина C_x снижается при увеличении λ , уменьшении угла атаки α и \bar{h} . C_y возрастает с увеличением λ , угла атаки и уменьшении \bar{h} . И, наконец, аэродинамическое качество K возрастает с увеличением λ , уменьшением \bar{h} и угла атаки α (точнее, K в зависимости от угла атаки имеет максимум при всех реальных удлинениях и величинах \bar{h} при сравнительно малых углах атаки $\alpha \approx 2^\circ$ [2, 3]).

В конечном счете вопрос ставится таким образом: что выгоднее – увеличивать удлинение крыла λ для того, чтобы получить высокие значения K и C_y при средних значениях \bar{h} , либо, уменьшая λ , а следовательно, увеличивая хорду крыла b , получить те же параметры при минимальных значениях \bar{h} . Интерес представляет вопрос о том, в каком случае абсолютное отстояние h будет наибольшим [1].

Задача оптимизации параметров аэродинамической схемы в данном случае может решаться условно, в зависимости от заранее принятых допущений и критериев оптимизации. Так, можно считать, что в определенных условиях наиболее важными характеристиками являются K и C_y , определяющие эффективность и размеры крыльевой системы. В этом случае, считая эти характеристики равноценными, нужно искать сочетание геометрических параметров λ , α и \bar{h} , дающих макси-

мальное значение произведения KC_y . Если принять во внимание желательность обеспечения наряду с максимальными значениями K и C_y также максимального достижимого клиренса h , то соответствующим критерием необходимо принимать величину произведения $KC_y h$.

Исходя из этого, дальнейший анализ можно выполнять путем поиска сочетаний геометрических параметров системы, дающих максимум указанных величин. Конкретные значения K , C_y зависят от посадки – относительного отстояния крыла от экрана \bar{h} , угла атаки и формы профиля крыла. Однако влияние профиля значительно меньше других упомянутых факторов. Поэтому задачу оптимизации можно решать для некоторого конкретного профиля и полученные выводы с определенным приближением распространять и на другие крылья. Здесь используются характеристики 6% профиля, полученные путем продувок в ЦАГИ, данные по которому имеются в [3]. На рис. 2 приведены некоторые исходные характеристики, в частности, величина K в зависимости от \bar{h} и λ при углах атаки 2° и 6° . Исследование проводится в диапазоне параметров, представляющих практический интерес, а именно: $\lambda = 1 \div 3$, $\bar{h} = 0.25 \div 0.15$, $\alpha = 2^\circ \div 6^\circ$.

Поиск оптимальных соотношений, дающих максимальные значения величин KC_y и $KC_y h$, целесообразно вести при одном фиксированном параметре. Им может служить площадь крыла ($S = \text{const}$). При этом эффективность крыла по подъемной силе независимо от удлинения λ определяется одной характеристикой C_y (для крыла данного профиля). Следовательно, при сравнении крыльев разных удлинений для сохранения постоянства площади их хорды должны изменяться таким образом: $b\lambda = \sqrt{S/\lambda}$. Считая, что хорда крыла наибольшего удлинения (в данном случае $\lambda = 3$) $b_3 = a$, то для других удлинений эта величина будет:

λ	1	1,5	2,0	2,5
b_λ	1,73a	1,41a	1,22a	1,095a

По данным продувок, приведенных в отчете [3], были рассчитаны величины KC_y , $KC_y h/a$.

Полученные результаты проиллюстрированы на рис. 3–6, здесь же приведены данные, характеризующие крайними значениями параметров, (промежуточные зависимости имеют подобный вид).

Анализ полученных зависимостей позволяет сделать следующие выводы о влиянии параметров

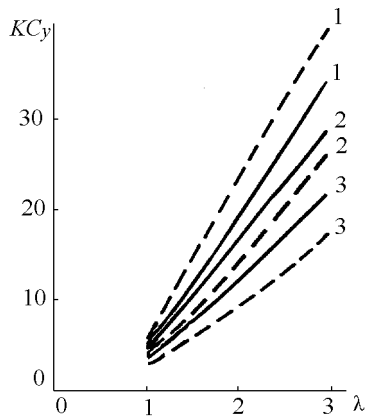


Рис. 3. Зависимость KC_y от λ , \bar{h} , α :
 - - - $\alpha = 2^\circ$; — $\alpha = 6^\circ$;
 1 - $\bar{h} = 0.025$; 2 - $\bar{h} = 0.05$; 3 - $\bar{h} = 0.1$

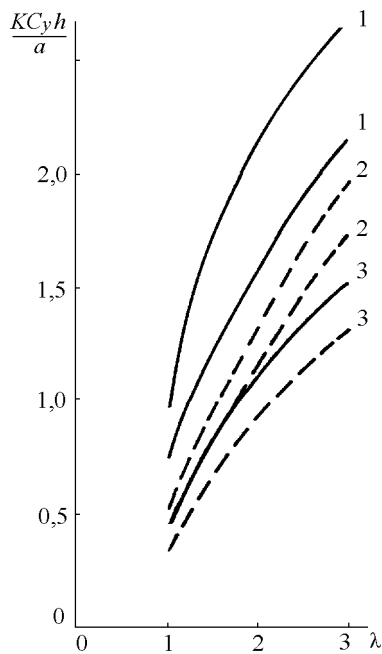


Рис. 4. Зависимость $KC_y h/a$ от \bar{h} , λ и α :
 - - - $\alpha = 2^\circ$; — $\alpha = 6^\circ$;
 1 - $\bar{h} = 0.025$; 2 - $\bar{h} = 0.05$; 3 - $\bar{h} = 0.1$

крыла на характеристики KC_y и $KC_y h/a$:

1. С увеличением удлинения λ эти характеристики монотонно растут (рис. 3, 4). Таким образом, во всех случаях желательно, по возможности, удлинение λ увеличивать.

2. При изменении угла атаки α характеристики KC_y и $KC_y h/a$ в диапазоне $\alpha = 2^\circ \div 6^\circ$ имеют максимумы (рис. 5–6), что позволяет определить

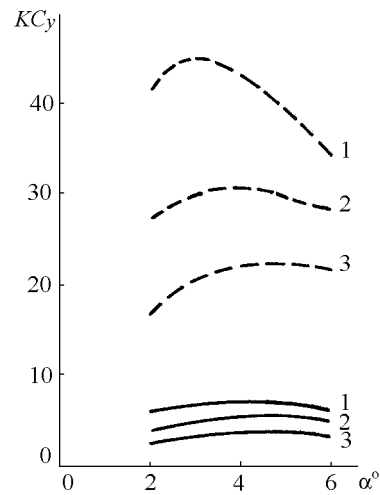


Рис. 5. Зависимость KC_y от λ , α , \bar{h} :
 - - - $\alpha = 2^\circ$; — $\alpha = 6^\circ$;
 1 - $\bar{h} = 0.025$; 2 - $\bar{h} = 0.05$; 3 - $\bar{h} = 0.1$

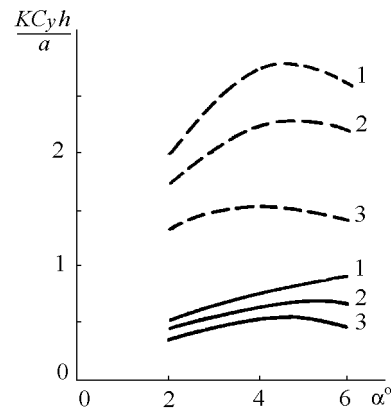


Рис. 6. Зависимость $KC_y h/a$ от α , \bar{h} и λ :
 - - - $\alpha = 2^\circ$; — $\alpha = 6^\circ$;
 1 - $\bar{h} = 0.025$; 2 - $\bar{h} = 0.05$; 3 - $\bar{h} = 0.1$

оптимальное значение α , дающее наибольший положительный эффект.

3. Увеличение относительного отстояния от экрана \bar{h} приводит к уменьшению KC_y (рис. 3) и возрастанию $KC_y h/a$ (рис. 4).

4. В некоторых случаях определяющим фактором может быть величина h – абсолютное отстояние несущих элементов экраноплана от экрана. Минимальное значение h может назначаться в зависимости от высоты отдельных неровностей экрана и условий эксплуатации экраноплана.

Вышеизложенный анализ относится к изолированному крылу либо экраноплану традиционной "самолетной" системы [5], у которого подъемная сила создается одним крылом. Центр давления

крыла расположен на одной вертикали с центром масс аппарата.

3. УСТОЙЧИВОСТЬ И БЕЗОПАСНОСТЬ ДВИЖЕНИЯ ЭКРАНОПЛАНОВ

Все построенные экранопланы выполнены по так называемой "самолетной" схеме – одно несущее крыло, фюзеляж и стабилизатор, вынесенный за пределы влияния экрана. Крыло расположено таким образом, что при стационарном движении центр давления крыла и центр масс аппарата располагаются на одной вертикали. При случайных угловых отклонениях от заданного режима движения возникает момент – реакция системы на отклонение – определяемый выражением (1). Зависимость величины этого момента от основных параметров ЭП различными авторами рассматривалась с целью разработки метода оценки устойчивости, критериев, рекомендаций по выбору аэродинамических и геометрических параметров несущей системы, обеспечивающих устойчивость движения. В работе [6] условия устойчивости полета ЭП определялись на основе анализа коэффициентов характеристического уравнения системы в общем виде. Одним из основных выводов, полученных на основании анализа уравнений движения и характера зависимости аэродинамических характеристик от влияющих факторов, является суждение о том, что для обеспечения продольной статической устойчивости ЭП необходимо иметь специальную аэродинамическую компоновку, отличную от компоновки самолета. Аналогичный вывод содержится в статье [5] и автореферате диссертации [7], автор которой на основе анализа различных аэродинамических схем установил, что одной из наиболее устойчивых является схема "утка" – аппарат с двумя крыльями, из которых основное – заднее, несущее основную часть нагрузки, и сравнительно небольшое переднее. Несколько ранее этот же вывод, а также рекомендации по определению основных параметров аэродинамической компоновки были приведены в работе [8].

При этом, если традиционная "самолетная" схема требовала для движения ЭП в заданном коридоре высот использовать ручное или автоматическое управление, то схема, приведенная в последней работе, открывает возможность создания самостабилизированного ЭП, не требующего специальных органов управления, необходимая устойчивость которого обеспечивается за счет больших стабилизирующих моментов, возникающих при отклонениях от заданного режима.

Достоинством этой схемы является отсутствие недостатков "самолетной" схемы, состоящих в том, что периодически на органах управления по высоте возникают отрицательные (топящие) силы, снижающие аэродинамическое качество аппарата в целом, не могут быть полностью исключены отказы и сбои в системе управления, что делает аварию неизбежной. Тем не менее, практически все построенные экранопланы неустойчивы и требуют специальных средств управления.

При использовании второй схемы причиной аварии может быть либо воздействие случайных больших, не предусмотренных условиями эксплуатации экраноплана возмущений, либо повреждение, несовместимые с его существованием.

Аэродинамическая схема самостабилизированного экраноплана была разработана в 1964–1966 гг. в Институте гидромеханики НАН Украины под руководством проф. А.Н. Панченкова [8].

Эта схема является вариантом схемы Вейланда [1] – аппарат имеет два последовательно расположенных крыла (схема "тандем"). Отличие ее от схемы Вейланда заключается в подборе параметров несущих элементов, обеспечивающих большие восстанавливающие моменты при случайных отклонениях от заданного режима полета. Вопросы устойчивости этой схемы рассматривались в работах [8–9]. Буксировочные и самоходные модельные испытания этой схемы подтвердили ее эффективность. Ниже излагаются основные моменты, характеризующие обоснование этой схемы, выводы и рекомендации по выбору ее основных параметров, обеспечивающих аэродинамическую эффективность и устойчивость движения.

Здесь необходимо отметить некоторые особенности различных аэродинамических схем экранопланов в отношении характеристик продольного восстанавливающего момента при угловых отклонениях от расчетного режима полета.

Традиционная "самолетная" схема, имеющая одно несущее крыло при угловых отклонениях по тангажу, создает восстанавливающий момент за счет смещения центра давления крыла, которое мало по величине (составляет 2–3 % хорды крыла):

$$\Delta M_z = M_z^\alpha \Delta \alpha. \quad (2)$$

Соответствующий момент также мал, что приводит к необходимости введения органов управления (см. выше).

В двухопорной схеме системы "тандем" восстанавливающий момент образуется за счет изменения угла атаки $\Delta \alpha$ и отстояния крыльев от экрана $\Delta \bar{h}$. При угловых отклонениях одно крыло прибли-

жається к екрану, друге удаляється. Восстанавливающий момент при этом определяется выражением

$$\Delta M = \sum_{i=1}^2 (P_i^\alpha \Delta \alpha + P_i^h \Delta h) l_i \quad (3)$$

где

$$P_i^\alpha = q S_i C_{y_i}^\alpha; \quad P_i^h = q S_i C_{y_i}^h.$$

В этом случае изменение сил, образующих восстанавливающий момент, значительно большее и, будучи умножено на плечо крыла относительно центра масс, создает значительно больший момент.

При сравнении этих характеристик двух аэродинамических схем момент во втором случае может на два порядка и более превосходить момент для традиционной схемы (погрешность ощущается в третьем знаке, что позволяет в дальнейшем при расчетах пренебречь этим моментом (2) и учитывать только момент, определяемый выражением (3)).

Восстанавливающий момент для экранопланов системы "тандем" определяется метацентрической высотой, аналогичной продольной метацентрической высоте, используемой в теории корабля, по формуле:

$$\Delta M = D l H \Delta \alpha. \quad (4)$$

Здесь D – водоизмещение (вес) аппарата; l – характерная длина – горизонтальное расстояние между центрами давления крыльев; $\Delta \alpha$ – угол отклонения по тангажу. Метацентрическая высота в безразмерном виде определяется выражением [9]

$$H = \frac{\Delta M}{\Delta \alpha} \cdot \frac{1}{D l} = \bar{l}_1 (1 + \bar{l}_1) \left\{ \left(1 + C_1 \bar{l}_1 b_1 \right) \frac{1}{\alpha_1} - \left[1 + C_2 (1 + \bar{l}_1) l_{b1} \sqrt{\frac{1 + \bar{l}_1}{-p \bar{l}_1}} \right] \frac{1}{\alpha_2} \right\}. \quad (5)$$

Здесь $\bar{l}_1 = l_1/l$; $\bar{l}_2 = l_2/l$ – относительные плечи подъемных сил крыльев;

$$C_i = \frac{C_{y_i}^h}{C_{y_i}^\alpha}; \quad l_{b1} = \frac{l}{b_1}; \quad l_{b2} = \frac{l}{b_2};$$

$$p = \frac{C_{y1} \lambda_1}{C_{y2} \lambda_2}; \quad l_{b2} = l_{b1} \sqrt{\frac{1 + \bar{l}_1}{-p \bar{l}_1}};$$

λ_i – удлинение крыльев (крылья в плане прямоугольные); α_i – установочные углы атаки (рис. 7).

В принятой системе координат H – величина отрицательная.

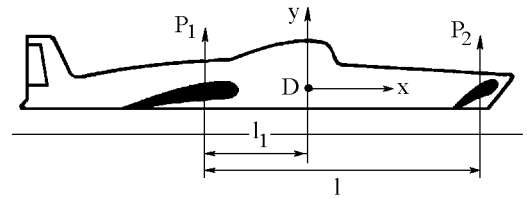


Рис. 7. Аэродинамическая схема экраноплана

При выводе выражения (5) предполагалось, что угол $\Delta \alpha$ мал, крылья прямоугольные в плане, влияние фюзеляжа незначительно.

Структура формулы (5) позволяет разделить метацентрическую высоту на две составляющие – аэродинамическую (для крыла в безграничном потоке) и экранную:

$$H_\infty = \bar{l}_1 (1 + \bar{l}_1) \left(\frac{1}{\alpha_1} - \frac{1}{\alpha_2} \right), \quad (6)$$

$$H_{\bar{h}} = \bar{l}_1 (1 + \bar{l}_1) l_{b1} \left[C_1 \bar{l}_1 \frac{1}{\alpha_i} - \frac{C_2 (1 + \bar{l}_1)}{\alpha_2} \sqrt{\frac{1 + \bar{l}_1}{-p \bar{l}_1}} \right]. \quad (7)$$

Необходимо отметить, что при отклонении системы крыльев на угол $\Delta \alpha$ возникает не только момент, но и дополнительная сила, определяемая выражением

$$\frac{\Delta D}{D} = \left\{ (1 + \bar{l}_1) (1 + C_1 \bar{l}_1 l_{b1}) \frac{1}{\alpha_1} - \bar{l}_1 \left[1 + C_2 (1 + \bar{l}_1) l_{b1} \sqrt{\frac{1 + \bar{l}_1}{-p \bar{l}_1}} \right] \frac{1}{\alpha_2} \right\} \Delta \alpha. \quad (8)$$

Иначе говоря, наклонения являются неравновесными. Связанное с этим изменение подъемной силы определено расчетным путем и имеет порядок

$$\frac{\Delta D}{D} \cong 0.5 \frac{\Delta \alpha}{\alpha_1}. \quad (9)$$

Поэтому для расчета восстанавливающего момента при значительных отклонениях ($\Delta \alpha$) необходима корректировка посадки аппарата для сохранения величины D постоянной.

В большинстве случаев представляют интерес начальные значения H при малых отклонениях, не требующих коррекции. В частности, эта характеристика важна при определении параметров

аэродинамической схемы аппарата, обеспечивающих его устойчивость и, более того, меру продольной устойчивости. Чем больше величина $|H|$, тем экраноплан устойчивее.

В работе [10] получены выражения, определяющие собственные частоты вертикальных и угловых колебаний в продольной плоскости, исходя из которых вопрос о границах устойчивости и апериодического движения может решаться величиной и знаком подкоренных выражений в формулах:

$$\omega_1 = \left(-\frac{\rho r^2}{2m} \left[\sum_{i=1}^2 C_{y_i}^{\bar{h}} \frac{S_{0i}}{b_{0i}} + \frac{\rho r^3}{8m} \left(\sum_{i=1}^2 C_{y_i}^{\alpha} S_{0i} \right)^2 \right] \right)^{1/2}, \quad (10)$$

$$\omega_2 = \left(-\frac{\rho r^2}{2m} \left[\sum_{i=1}^2 C_{y_i}^{\bar{h}} \frac{S_{0i} x_{0i}^2}{b_{0i}} + \sum_{i=1}^2 C_{y_i}^{\alpha} S_{0i} x_{0i} + \frac{\rho r^3}{8m} \left(\sum_{i=1}^2 C_{y_i}^{\alpha} S_{0i} \right)^2 \right] \right)^{1/2}, \quad (11)$$

где ρ – массовая плотность воздуха; r – радиус инерции масс экраноплана; m – его масса; S_{0i}, b_{0i} – геометрические и $C_{y_i}^{\bar{h}}, C_{y_i}^{\alpha}$ – аэродинамические характеристики крыльев; x_{0i} – координаты точки приложения аэродинамических сил.

Вторые члены выражений (10) и (11) малы и без ущерба для точности могут быть опущены:

$$\omega_1 = \sqrt{-\frac{\rho r^2}{m} \sum_{i=1}^2 C_{y_i}^{\bar{h}} \frac{S_{0i}}{b_{0i}}}, \quad (12)$$

здесь всегда $C_{y_i}^{\bar{h}} < 0$.

С учетом выражения (5), определяющего метацентрическую высоту, формула (11) приобретает следующий простой вид:

$$\omega_2 = \sqrt{-\frac{gl}{r^2} H}. \quad (13)$$

Здесь g – гравитационная постоянная; ω_1 и ω_2 – важные динамические характеристики экраноплана. В частности, они имеют решающее значение при определении опасных курсовых углов при движении над взволнованным морем. Для примера можно определить резонансный режим для таких условий: $l = 50$ м, $r = 15$ м, $H = -10$, длина волны $\lambda_b = 100$ м, скорость ее перемещения перпендикулярно ее фронту $c_b = 1.25\sqrt{\lambda_b} = 12.5$ м/с.

Период встречи с волной экраноплана, движущегося со скоростью $V = 100$ м/с под углом φ к

направлению бега волн, будет:

$$\tau_\lambda = \frac{\lambda_b}{V \cos \varphi \pm c}. \quad (14)$$

Собственная частота угловых колебаний для этих условий: $\omega_2 = 4.7 c^{-1}$, соответствующий период $\tau_2 = 1.34$ с. Подставив величину этого периода в уравнение (14), можно определить угол φ , соответствующий резонансному режиму: $\varphi = 60^\circ$. Естественно, при данных условиях этих курсовых углов необходимо избегать.

Выражение (5), определяющее метацентрическую высоту, зависит от геометрических (l_1) и аэродинамических (C_i, p) характеристик. Анализ этого выражения показывает, что основной вклад в восстанавливающий момент определяется членом $C_1 \bar{l}_1 + 1$ (задним крылом). Действительно, при положительном приращении угла атаки на заднем крыле появляется стабилизирующий (пикирующий) момент, обусловленный приближением крыла к экрану и увеличением угла атаки. На переднем крыле знак момента определяется тем, что больше изменит подъемную силу – увеличение относительного расстояния до экрана \bar{h}_2 или увеличение угла атаки α_2 . Поэтому для получения максимальной величины $|H|$ нужно, чтобы угол атаки α_2 был как можно большим. Чем больше угол α_2 , тем меньше относительное приращение угла атаки $\Delta\alpha/\alpha$, и следовательно, дестабилизирующая составляющая момента. Величина $l_{b1} = l/b_1$, характеризующая относительное удлинение аппарата, однозначно определяет основную составляющую H – экранную (H_h), величина которой пропорциональна l_{b1} . Следующим основным фактором, влияющим на величину H , является характеристика $C = C_y^{\bar{h}}/C_y^\alpha$. С ее ростом возрастает метацентрическая высота H . Было проведено параметрическое исследование зависимости величины H от различных факторов. Для расчетов были использованы аэродинамические характеристики (C_y) прямоугольных в плане крыльев [3]. Величины C были рассчитаны по этим данным в диапазоне удлинений $\lambda = 1 \div 4$, углов атаки $\alpha = 2^\circ \div 6^\circ$, расстояний до экрана $\bar{h} = 0.05 \div 0.2$ для крыльев прямоугольной формы в плане с относительной толщиной $\sigma = 0.07$. Величина C (рис. 8) слабо зависит от удлинения λ , сильно возрастает с приближением к экрану и в диапазоне углов атаки $0 \div 6^\circ$ зависит от них примерно линейно.

Все расчеты проводились в диапазоне параметров, для которых были рассчитаны величины C . Относительное удлинение аппарата во всех случаях принято равным $l_{b1} = l/b_1 = 5$. Влияние этого фактора однозначно, его увеличение приводит к

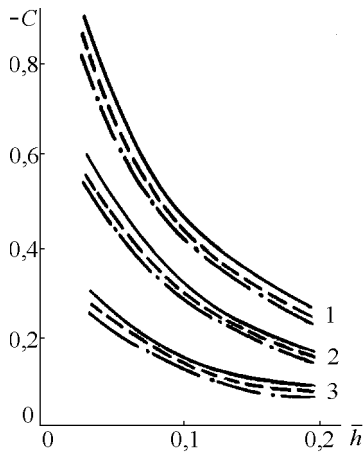


Рис. 8. Аэродинамические характеристики крыльев экраноплана:
 1- $\alpha = 6^\circ$; 2- $\alpha = 4^\circ$; 3- $\alpha = 2^\circ$
 — $\lambda = 4$; - - $\lambda = 3$; - · - · $\lambda = 2$

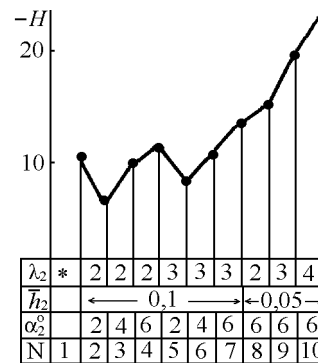


Рис. 10. Наиболее устойчивые схемы экраноплана:
 $\lambda_1 = 2 \div 4$; $\bar{h}_1 = 0.05 \div 0.2$; $\alpha_1 = 2^\circ$;
 * $\lambda_1 = \lambda_2$; $\bar{h}_1 = \bar{h}_2$; $\alpha_1 = \alpha_2$

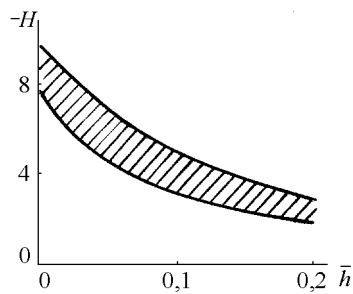


Рис. 9. Влияние параметров крыльев на устойчивость:
 $\lambda_1 = \lambda_2 = 2 \div 4$; $\alpha_1 = \alpha_2 = 2^\circ \div 6^\circ$;
 $b_1 = b_2$; $\bar{h}_1 = \bar{h}_2$; $\bar{l}_1 = 5$

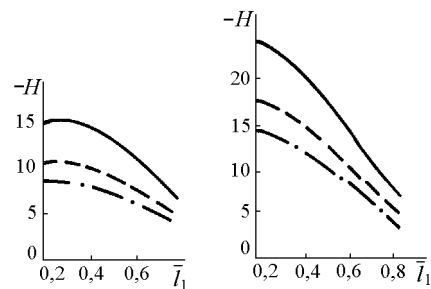


Рис. 11. Влияние центровки на устойчивость
 N8 $\bar{h}_1 = \bar{h}_2 = 0.05$; N10 $\bar{h}_1 = \bar{h}_2 = 0.05$
 $\lambda = 2$; $\alpha_2 = 6^\circ$; $\lambda_2 = 4$; $\alpha_2 = 6^\circ$
 — $\alpha = 2^\circ$; - - $\alpha = 4^\circ$; - · - · $\alpha = 6^\circ$

росту H . Влияние центровки (положение центра масс по длине) определялось путем расчета каждого варианта схемы при четырех центровках. Условия статики при этом соблюдались путем вариации величины b_2 . Результаты расчетов показали, что в наибольшей степени величина H зависит от углов атаки α_1 и α_2 и положения центра масс (\bar{l}_1). Во всех случаях росту H способствует увеличение отношения α_2/α_1 . Уменьшение этого отношения резко снижает устойчивость и может привести к ее потере. На рис. 9 даны обобщенные результаты для симметричной схемы ($\lambda_1 = \lambda_2$, $\alpha_1 = \alpha_2$, $b_1 = b_2$, $\bar{h}_1 = \bar{h}_2$, $\bar{l}_1 = 0.5$), а на рис. 10 приведены максимальные значения H и в сопровождающей рисунок таблице – соответствующие им сочетания определяющих параметров. Во всех случаях при этом углы атаки заднего крыла α_1 оказались минимальными, а переднего α_2 – максимальными.

Влияние расстояния заднего крыла до экрана (\bar{h}_1) невелико и неоднозначно. Величина \bar{h}_2 , наоборот, сильно влияет на величину H (увеличивает ее при уменьшении \bar{h}_2). При этом во всех случаях центр масс должен быть ближе к корме $\bar{l}_1 = 0.2 \div 0.35$ (рис. 11).

В работе [11] рассмотрена задача об оптимизации элементов аэродинамической схемы экраноплана с точки зрения максимальной аэродинамической эффективности по полезной нагрузке. В результате получены рекомендации по оптимальным значениям коэффициентов C_{yi} и распределению нагрузки между крыльями. Эти рекомендации могут противоречить требованию получения максимального восстанавливающего момента при отклонениях по тангажу. Поэтому при оценке конкретных схем задача может решаться дважды – с учетом рекомендаций работы [11] и последующей оценкой потери величины H по сравнению с

оптимальным значением и, наоборот, выбрать параметры схемы, дающие максимум $|H|$, а затем оценить потерю индуктивного качества. Так как оптимальная по метацентрической высоте схема предполагает, что основное крыло несет 70–75% нагрузки и может во всех случаях быть выбрано оптимальным по аэродинамическому качеству, а вспомогательное – 30–25%, то возможная его неоптимальность несущественно отразится на общих характеристиках схемы.

На основе вышесказанного можно сделать следующие выводы, полезные при выборе аэродинамической схемы экраноплана:

1. Для двухопорной схемы экраноплана (системы "тандем") требования обеспечения высокого аэродинамического качества практически не противоречат требованиям обеспечения максимальной устойчивости. Основную часть нагрузки несет заднее крыло, угол атаки которого должен быть малым ($1,5^\circ \div 2,5^\circ$), что отвечает требованиям высокого аэродинамического качества и устойчивости. Большой угол атаки переднего крыла α_2 , выбираемый на основании требований устойчивости, является неоптимальным по аэродинамическому качеству. Но так как нагрузка на переднее крыло составляет малую долю от веса аппарата, то общая потеря качества будет небольшой.

Увеличение удлинения обоих крыльев положительно влияет как на аэродинамическое качество, так и на устойчивость.

2. Рассматриваемая схема экраноплана помимо несущих элементов (крыльев) имеет фюзеляж, рули поворота, выступающие части и другие элементы, снижающие общее аэродинамическое качество. Этот вопрос здесь не рассматривался. Предполагается, что аэродинамические характеристики этих элементов мало зависят от параметров аэродинамической схемы. Взаимовлияние крыльев (в основном влияние переднего крыла на заднее) не учитывается, ввиду относительно малых размеров переднего крыла.

3. Полученные результаты основаны на использовании аэродинамических характеристик крыла конкретного профиля. Как уже ранее отмечалось, форма профиля значительно меньше влияет на аэродинамические характеристики крыла, чем остальные рассмотренные факторы. Тем не менее, при использовании крыльев, профиль которых значительно отличается от рассмотренного, целесообразно использовать их аэродинамические характеристики для вычисления величин C_y , K , C и H .

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Приведенные в работе данные позволяют на ранней стадии разработки обоснованно выбирать основные параметры экраноплана, исходя из аэродинамической эффективности и устойчивости его движения. Они позволяют значительно сузить область поиска оптимальных параметров аэродинамической схемы экраноплана, обеспечивающих достижение указанных его качеств, в том числе существенно сократить объем экспериментальных исследований при разработке конкретных проектов.

1. *Белавин Н.И.* Экранопланы. – Л.: Судостроение, 1977. – 229 с.
2. *Королев В.И., Костин А.Г., Салтанов Н.В.* Некоторые современные тенденции и подходы в решении научно-технических проблем создания экранопланов // Гидромеханика. – 1998. – N 72. – С. 46–71.
3. *Королев В.И.* Отчет по теме "Аэродинамика экранопланов". – Ин-та гидромеханики НАН Украины, 1968. – 121с.
4. *Остославский И. В., Стражева И. В.* Динамика полета, устойчивость и управляемость летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1965. – 467 с.
5. *Белавин Н.И.* Сверхбольшие экранопланы главного конструктора Р.Е. Алексея // Судостроение. – 1993. – N 1. – С. 3–7.
6. *Иродов Р.Д.* Критерии продольной устойчивости экраноплана // Ученые записки ЦАГИ. – 1970. – N 4. – С. 63–72.
7. *Суржик В.В.* Моделирование динамики самостабилизированных экранопланов // Автореферат диссертации на соискание степени канд. техн. наук – К.: КИИГА, 1984. – 16 с.
8. *Королев В.И.* Продольная статическая устойчивость аппаратов с двумя несущими крыльями // Гидроаэродинамика несущих поверхностей. – К.: Наук. думка. – 1966. – С. 216–222.
9. *Korolyov V.I.* Longitudinal Stability of Ekranoplans and Hydrofoil Ships // NATO RTÖ. – Meeting Proceedings 15, Amsterdam Netherlands. – 5–8 Oct. 1998. – С. 20.1–20.8.
10. *Королев В.И.* Движение аппарата с воздушными несущими крыльями над взволнованной поверхностью воды // Гидромеханика больших скоростей. – К.: Наук. думка. – 1966. – С. 75–80.
11. *Панченков А.Н., Борисюк М.Н.* Оптимальное проектирование несущих комплексов летательных аппаратов вблизи экрана // Доповіді НАН України. – 1999. – N 8. – С. 61–64.