

*М. В. Скоробогатова*¹

¹ Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации, г. Иркутск, Российская Федерация

ПРОБЛЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ УСТОЙЧИВОГО СУДНА В СИСТЕМЕ «КРЫЛО-НАБЕГАЮЩИЙ ПОТОК-ОПОРНАЯ ПОВЕРХНОСТЬ»

Аннотация. Статья раскрывает одну из основных проблем, препятствующих серийному производству экранопланов – проблему продольной неустойчивости, основной причиной которой является необратимый процесс увеличения угла кабрирования, что может привести к перевороту судна; рассмотрены критерии устойчивости экранопланов. Также изучены способы обеспечения необходимой устойчивости. Отмечено, что проблема обеспечения устойчивости экранопланов может быть решена созданием автоматической системы стабилизации, либо выбором специальной геометрии несущих поверхностей и их компоновки в аэродинамической схеме – самостабилизация. Рассмотрена экстремальная задача оптимизации несущей поверхности экраноплана, находящегося в установившемся потоке идеальной несжимаемой жидкости, сформулированная с учётом требования самостабилизации.

Ключевые слова: Теория оптимизации несущей поверхности, низколетящее крыло, самостабилизация летательного аппарата, метод Релея-Ритца.

*M. V. Skorobogatova*¹

¹ Irkutsk Branch of Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk, Russia

PROBLEMS OF DESIGNING A STABLE VESSEL IN THE "WING-RAVING FLOW-REFERENCE SURFACE" SYSTEM

Annotation. The article reveals one of the main problems hindering the mass production of dynamic hovercraft – the problem of longitudinal instability, which can lead to a ship's turn; the criteria for stability of dynamic hovercraft are considered. We also studied ways to ensure the necessary stability. It is noted that the problem of ensuring the stability of vessels on a dynamic air cushion can be solved by creating an automatic stabilization system, or by choosing a special geometry of the bearing surfaces and their arrangement in the aerodynamic scheme – self-stabilization. An extreme problem of optimization of the bearing surface of a vessel on a dynamic air cushion located in a steady flow of an ideal incompressible fluid is considered. It is formulated taking into account the requirement of self-stabilization.

Keywords: Theory of optimization of the bearing surface, low-flying wing, self-stabilization of the aircraft, the Rayleigh-Ritz method.

Введение. Суда на динамической воздушной подушке (эканопланы) предназначены для скоростного движения на высотах, равных 0,05-0,2 ширины крыла вблизи поверхности воды, льда или ровных участков суши с использованием так называемого «эффекта экрана», заключающегося в резком увеличении несущих свойств крыла на малых высотах полета.

Одной из первых отечественных работ, посвященных изучению этого эффекта, была экспериментальная работа Б. Н. Юрьева (1923 г.) «Влияние земли на аэродинамические свойства крыла» [1].

Наиболее привлекательно эффект экрана выглядит с точки зрения судостроителей, для которых вопрос увеличения скорости очень важен. Кроме того, на земле для движения экраноплана слишком много препятствий, в частности, место их предполагаемых полётов совпадает с зонами максимальной концентрации птиц.

1. Причины неустойчивости экранопланов.

Одной из основных проблем, которая препятствует серийному производству экранопланов, является их продольная неустойчивость, вызванная необратимым процессом увеличения угла кабрирования, что может привести к перевороту судна. Кабрирование – это рез-

кое увеличение угла тангажа с неуправляемым набором высоты, что часто заканчивается аварией или катастрофой.

Экраноплан, как и любое другое воздушное судно, должен обладать способностью сохранять заданный режим полёта и самостоятельно (без вмешательства пилота) возвращаться к нему после воздействия внешних возмущений (ветер).

Причины неустойчивости, а также способы обеспечения необходимой устойчивости у самолета и экраноплана различны.

Устойчивость самолета зависит от взаимного расположения его центра тяжести и аэродинамического фокуса – точки приложения вектора увеличения подъемной силы, вызванного изменением угла атаки. Самолет будет продольно устойчив, если его фокус расположен позади центра тяжести. Фокус самолета – точка приложения суммарного прироста подъемной силы крыла и горизонтального оперения при изменении угла атаки.

У самолета, летящего горизонтально, в результате порыва ветра может возрасти угол тангажа. Возникает приращение подъемной силы, оно создает пикирующий момент относительно центра тяжести самолета, под действием которого самолет вернется к исходному режиму полета. Если под воздействием внешней силы угол тангажа уменьшился, снижение подъемной силы вернет самолет в исходное положение.

Рассмотрим движение судна над экраном. Если под воздействием внешней силы у экраноплана уменьшается угол тангажа и он приближается к экрану, его подъемная сила растет. Аэродинамический фокус смещается к кромке крыла. В результате этого экраноплан продолжает пикирование вместо того, чтобы вернуться в исходное положение. При кабрировании также не происходит возврата к первоначальному положению, под воздействием разворачивающего момента угол тангажа экраноплана продолжает возрастать. В итоге экраноплан перевернется либо потеряет скорость.

2. Обеспечение устойчивости экраноплана.

Продольная неустойчивость является основной причиной катастроф экранопланов.

Именно поэтому для судов на динамической воздушной подушке так важна способность к самостабилизации, что позволит избежать потери устойчивости в полёте. Стабилизированность в этом случае напрямую связана с безопасностью эксплуатации, особенно при движении в условиях периодических (волнение водной поверхности) и аperiodических возмущений (ветровое воздействие и сдвиги ветра).

Проблема обеспечения устойчивости экранопланов может быть решена двумя путями [2]:

1. Созданием автоматической системы стабилизации.
2. Аэродинамической стабилизацией – обеспечением самостабилизации за счёт выбора специальной геометрии несущих поверхностей и их компоновки в аэродинамической схеме.

В основе аэродинамической стабилизации лежит принцип самостабилизации, который имеет следующую формулировку: судно на динамической воздушной подушке с аэродинамической стабилизацией должно иметь такой несущий комплекс, который обеспечит ему устойчивое движение в горизонтальной и вертикальной плоскостях на заданной высоте при воздействии эксплуатационных возмущений без вмешательства пилота или автоматических управляющих устройств.

Решение проблемы устойчивости за счёт выбора специальной конфигурации крыла актуально для малых и средних экранопланов.

С увеличением полётной массы преимущества аэродинамической стабилизации уменьшаются. Большие суда на динамической воздушной подушке целесообразно оснащать системой автоматической стабилизации, либо иметь комбинированные системы. Однако и в этом случае конфигурирование крыла может принести определенную пользу.

На начальном этапе конструирования судов, использующих эффект опорной поверхности, обеспечить продольную устойчивость планировалось за счёт применения компоновки из

9 двух крыльев, расположенных по схеме «тандем» (двухточечная схема). Однако дальнейший поиск компоновочного решения привел к использованию классической самолётной схемы (несущее крыло одно – одноточечная схема, имеется хвостовое оперение) с необходимой модернизацией её для обеспечения устойчивости и управляемости при движении вблизи опорной поверхности (аппараты А. Липпиша). Дальнейшее развитие тандемной схемы в свою очередь привело к разработке аэродинамической схемы «утка» [3], [4].

Как показала практика, наиболее продольно устойчивыми схемами экранопланов являются самолётная схема и схема с треугольным крылом с прямой передней кромкой.

Самолётную схему использовал Ростислав Алексеев, советский конструктор. В хвостовой части длинного фюзеляжа располагался стабилизатор, который компенсировал пикирующий момент. Работы по экранопланам самолётной схемы выявили проблемы с обеспечением высокого аэродинамического качества, необходимость использования развитого стабилизирующего комплекса и недостаточную мореходность [5]. Выяснилось, что для эффективного парирования пикирующего и кабрирующего моментов стабилизатор экраноплана самолётной схемы должен иметь большие размеры (у «корабля-макета» размах стабилизатора превышал размах крыла). Кроме того, размещение стабилизатора в зоне действия экрана приводит к возникновению на оперении дополнительных моментов в том же направлении, что и на крыле. Это вызывает еще большее смещение центра давления всего аппарата. Поэтому стабилизатор предпочтительно расположить как можно выше.

Вторая схема была предложена немецким профессором Липпишем, который занимался проектированием экранопланов. Треугольное крыло с прямой передней кромкой имеет не очень хорошие аэродинамические характеристики. Однако, оно отлично подошло экранопланам, так как смещение аэродинамического фокуса такого крыла по хорде незначительно.

Большинство экранопланов были построены по схемам Алексева и Липпиша.

3. Критерии устойчивости.

Вопросам исследования устойчивости экранопланов и определению критериев их устойчивости посвящено большое количество работ. В основном исследования основываются на анализе критериев Рауса-Гурвица, полученных на базе коэффициентов характеристического уравнения системы однородных линейных дифференциальных уравнений продольного движения экранопланов. Критерии Рауса-Гурвица характеризуют систему дифференциальных уравнений на устойчивость и дают ответ на вопрос является ли система устойчивой или нет.

В работе В. В. Суржика «Структурно-параметрический синтез математических моделей экранопланов» предложен новый критерий технической устойчивости экраноплана. Под технической устойчивостью здесь понимается способность объекта пребывать в наперёд заданных допустимых отклонениях координат при действии на него возмущающих сил или начальных возмущений, не превосходящих заданных пределов.

Автор исследовал систему уравнений продольного возмущенного движения судов на динамической воздушной подушке с матрицей коэффициентов и проводил оценку их устойчивости по критериям Рауса-Гурвица. Из условий Рауса-Гурвица необходимо, чтобы были положительными все коэффициенты характеристического уравнения и составленные из этих коэффициентов дискриминанты. Так в качестве меры эксплуатационной устойчивости экранопланов был получен критерий самостабилизации [6]:

$$\frac{m_z^\alpha + m_z^g}{C_y^\alpha + C_y^g} - \frac{m_z^{\bar{H}}}{C_z^{\bar{H}}} > 0, \quad (1)$$

где m_z^α – производная коэффициента момента тангажа по углу атаки, m_z^g – производная коэффициента момента тангажа по углу тангажа, $m_z^{\bar{H}}$ – производная коэффициента момента тангажа по относительной отстоянию центра тяжести аппарата от экрана, C_y^α – производная коэффициента подъёмной силы изолированного крыла экраноплана по углу атаки, C_y^g – про-

изводная коэффициента подъёмной силы изолированного крыла экраноплана по углу тангажа, $C_z^{\bar{H}}$ – производная коэффициента подъёмной силы изолированного крыла экраноплана по относительному отстоянию, $\bar{H} = \frac{H_{н.ц.}}{b_A}$ – относительная высота центра тяжести аппарата над экраном (относительное отстояние), b_A – средняя аэродинамическая хорда крыла.

Как уже было сказано ранее, самостабилизацию экранопланов некоторых компоновочных схем можно обеспечить специальной формой несущих поверхностей, которые в этом случае являющихся решениями экстремальных задачи с функционалами: $m_z^\alpha \rightarrow \max$; $m_z^{\bar{H}} \rightarrow \min$; $C_y^\alpha \rightarrow \min$; $C_z^{\bar{H}} \rightarrow \max$.

В работе Р. Д. Иродова условие аperiodической устойчивости экраноплана трактуется следующим образом: «Если аэродинамическая компоновка экраноплана такова, что фокус по высоте над экраном расположен позади фокуса по углу атаки, то выбором положения центра тяжести аperiodическую устойчивость экраноплана обеспечить нельзя» [7]:

$$\Delta f = f_\alpha - f_h > 0, \quad (2)$$

где f_h – фокус по отстоянию, f_α – фокус по углу атаки.

В работе С. Б. Белецкой «Оптимизация конструктивных параметров несущих гидродинамических комплексов скоростных судов» приводятся характеристический полином и характеристическое уравнение судна с динамической системой поддержания. Одним из необходимых условий устойчивости системы является положительность коэффициентов характеристического уравнения. С понятием фокуса связан коэффициент характеристического уравнения D_4 , который имеет вид [8]:

$$D_4 = \Delta f = f_g - f_h > 0, \quad (3)$$

где $f_h = \frac{C_m^h}{C_y^h}$ – фокус по отстоянию, $f_g = \frac{C_m^g}{C_y^g}$ – фокус по тангажу.

В формулу входит фокус по отстоянию и фокус по тангажу.

Физический смысл этого условия: *фокус по отстоянию должен быть впереди фокуса по тангажу*.

Понятие фокуса является одним из широко известных понятий из динамики полёта и стабилизации экранопланов. Под фокусом понимают точку приложения возмущения аэродинамического коэффициента подъёмной силы C_y при каких-либо возмущениях координат (независимых переменных). Соответственно фокусное расстояние определяет отстояние фокуса от центра масс судна на динамической воздушной подушке. Терминология понятий фокуса и фокусного расстояния используется для объяснения ряда факторов устойчивости и стабилизации экранопланов.

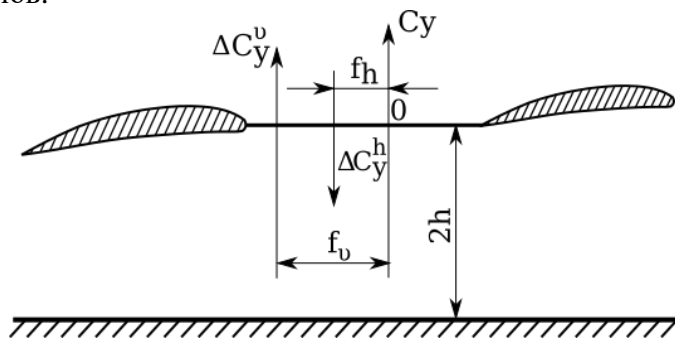


Рис.1. Фокусы и фокусные расстояния

На рисунке 1: $\Delta C_y^g = C_y^g g$, $\Delta C_y^h = C_y^h \bar{h}$.

Здесь C_y – коэффициент подъёмной силы, C_y^g – аэродинамическая производная подъёмной силы по углу тангажа, C_m^g – аэродинамическая производная момента тангажа по углу тангажа, C_y^h – аэродинамическая производная подъёмной силы по отстоянию, C_m^h – аэродинамическая производная момента тангажа по отстоянию.

Для выполнения условия (3) следует решать оптимизационные задачи:

$$\frac{C_m^g}{C_y^g} \rightarrow \max; \frac{C_m^h}{C_y^h} \rightarrow \min. \quad (4)$$

Однако в монографии А. Н. Панченкова «Теория оптимальной несущей поверхности» отмечается, что положение фокуса по углу тангажа слабо зависит от формы крыла. Это позволяет сосредоточиться на решении только задачи минимизации $\frac{C_m^h}{C_y^h} \rightarrow \min$.

4. Геометрия несущей поверхности, оптимизированная с учётом требования аэродинамической стабилизации

Рассмотрим экстремальную задачу оптимизации несущей поверхности аппарата, находящегося в установившемся потоке идеальной несжимаемой жидкости вблизи границы раздела сред, с учётом требования самостабилизации – определить геометрию крыла с максимальным значением аэродинамической производной подъёмной силы C_y по отстоянию h при фиксированном значении аэродинамической производной момента тангажа C_m по отстоянию h : $C_m^h = \text{const}$; $C_y^h \rightarrow \max$.

При решении такого рода изопериметрических задач в качестве функционала используется сумма: $\Phi_1 + \rho\Phi_2$. В нашем случае $\Phi_1 = C_y^h$, $\Phi_2 = C_m^h$, ρ – произвольная константа. Задача $C_y^h \rightarrow \max$ была решена Л. В. Аршинским [9]. Им же была выведена формула аэродинамической производной момента тангажа по отстоянию C_m^h . Результаты получены в приближении умеренных возмущений.

Математическая постановка задачи имеет следующий вид:

$$\frac{\partial}{\partial \bar{x}} \left(\bar{H}(\bar{x}, \bar{y}) \frac{\partial \Gamma}{\partial \bar{x}} \right) + \frac{1}{\lambda^2(\bar{y})} \frac{\partial}{\partial \bar{y}} \left(\bar{H}(\bar{x}, \bar{y}) \frac{\partial \Gamma}{\partial \bar{y}} \right) = -\frac{\alpha(\bar{x}, \bar{y})}{4\lambda^2(\bar{y})};$$

$$\Psi = \max_{W \in U} \{ \Phi_1 + \rho\Phi_2 \}; \quad (5)$$

$$W = \{ \alpha(\bar{x}, \bar{y}), \lambda(\bar{y}), \bar{H}(0, \bar{y}) \};$$

$$P(0, \bar{y}) = 0, P(\bar{x}, \pm 1) = 0, \Gamma(2, \bar{y}) = 0; \bar{x} \in [0, 2], \bar{y} \in [-1, 1].$$

Она состоит из двух частей:

- гидродинамическая часть включает в себя математическую модель обтекания крыла в первом приближении КТК;
- экстремальная часть содержит необходимый функционал Φ и ограничения на допустимые значения вектора параметров оптимизации W .

Используемые в (5) символы соответственно обозначают местное относительное отстояние нижней поверхности крыла от границы раздела сред в точке (\bar{x}, \bar{y}) .

Местные углы атаки нижней поверхности $\alpha(\bar{x}, \bar{y})$ и давление на этой поверхности $P(\bar{x}, \bar{y})$ связано с погонной циркуляцией $\Gamma(\bar{x}, \bar{y})$ по формуле [10] $P(\bar{x}, \bar{y}) = -2(\lambda(\bar{y})\Gamma_{\bar{x}} + \lambda^2(\bar{y})\Gamma_{\bar{x}}^2 + \Gamma_{\bar{y}}^2)$.

Граничными условиями для $\Gamma(\bar{x}, \bar{y})$ служат постулат Жуковского-Чаплыгина на задней ($\bar{x} = 0$) и боковых ($\bar{y} = \pm 1$) кромках и условие безударности входа [11]. При этом было учтено, что в первом приближении КТК скачек давления на крыле равен давлению в подкупольном объёме Ω [12].

Сложность экстремальной задачи (5) состоит в том, что нелинейный функционал Φ , зависящий от $\Gamma(\bar{x}, \bar{y})$, не содержит явным образом компоненты вектора W (они входят в него лишь через решение соответствующей краевой задачи). Это крайне затрудняет её исследование.

Экстремальная задача (5) содержит ряд условий, накладываемых на геометрию оптимального крыла. Первое из них включено в гидродинамическую часть её постановки, имеет вид $\Gamma(2, \bar{y}) = 0$ и представляет из себя условие безударности входа. Хотя оно записано в форме требования к значению погонной циркуляции $\Gamma(\bar{x}, \bar{y})$ в точке $\bar{x} = 2$, тем не менее это условие наложено именно на конфигурацию крыла, а точнее – на его входящую кромку. Известно, что при неправильной профилировке передней (входящей) кромки на ней происходит неполная реализация подсосывающей силы и возникает сопротивление Жуковского, которое может оказаться соизмеримым с величиной индуктивного сопротивления. Безударность входа гарантирует отсутствие этой компоненты общего сопротивления, а способом его достижения как раз и служит соответствующий выбор данной кромки [11].

С физической точки зрения плавное (безударное) обтекание крыла характеризуется конечной величиной давления в точке $\bar{x} = 2$.

Для необходимости обеспечить безопасность полёта ЛА на динамической воздушной подушке на исследуемых высотах в реальной обстановке в постановку задачи (5) внесено условие постоянства мореходности, которое фиксирует величину подкупольного объёма

$$V(\Omega_-) = \iint_{S_p} h(x, y) dx dy.$$

Задача является некорректной, дополнительным граничным условием в ней служит постулат Жуковского-Чаплыгина в форме $\dot{u}(0) = 0$ и для оценки величины вносимых им возмущений будем сравнивать получаемые решения с экстремалами «невозмущённой» задачи, в которой производная в точке ноль не фиксирована.

Входящие в эту постановку граничные значения для $\bar{\alpha}_i(x)$ следуют из условий, наложенных на погонную циркуляцию $\Gamma_0(x, y)$: ненулевая нагрузка на крыле, постулат Жуковского-Чаплыгина и условие безударности входа – соответственно. Изопериметрические условия на $\bar{\lambda}(y)$ и $\tilde{H}(y)$ вытекают из ограничения на величину подкупольного объёма $V(\Omega_-) = \text{const}$.

В целях упрощения постановки задачи рассматривается частная задача оптимизации распределения углов скоса потока по хорде для плоского прямоугольного в плане крыла с прямолинейной задней кромкой с максимальным значением аэродинамической производной подъёмной силы C_y по отстоянию h при фиксированном значении аэродинамической производной момента тангажа C_m по отстоянию h [13, 14]. В формализованном виде постановка задачи оптимизации такова:

$$\Psi_1 = \min_{u \in U} \int_0^1 (\dot{u}^2(t)(1 + 2\rho t) + u^2(t)(\bar{\rho} - 2\rho t \bar{\rho})) dt; \quad (6)$$

$$u(0) = 1, \dot{u}(0) = 0, u(1) = 0.$$

Здесь $u = \bar{\alpha}_i(t)$, $\dot{u}(t)$ – производная $u(t)$ по t ,

$$\bar{\rho} = \frac{4 \int_0^1 \left(\frac{F_y^2(y)}{\bar{\lambda}(y)} - \frac{1}{\bar{\lambda}_1 \tilde{H}_1^2} \right) dy}{\int_0^1 F^2(y) \bar{\lambda}(y) dy}; \quad \bar{\bar{\rho}} = \frac{\int_0^1 \frac{1}{\lambda^2} \left(\frac{F_y(y) F_{1y}(y)}{\bar{\lambda}^2(y)} - \frac{1}{\bar{\lambda}(y) \bar{\lambda}_1 \tilde{H}_1^3} \right) dy}{\int_0^1 F(y) F_{1y}(y) dy};$$

ρ – произвольная константа, вместо x использована формальная переменная $t = x/2$ и

5. Метод решения задачи оптимизации несущей поверхности аппарата, находящегося в установившемся потоке идеальной несжимаемой жидкости вблизи границы раздела сред, с учётом требования самостабилизации

Применим метод Ритца нахождения минимума функционала, общая схема которого заключается в сведении задачи (6) к поиску минимума функции многих переменных [15]. Рассмотрим класс V_n пробных функций заданного вида $v_n(x; a) = v_n(x; a_1, a_2, \dots, a_n)$, содержащих n свободных параметров и принадлежащих множеству V_n . Сначала приведем задачу к задаче с однородными краевыми условиями. Для этого представим решение задачи в виде суммы $u(t) = z(t) + h(t)$, где $z(t)$ удовлетворяет однородным краевым условиям, а $h(t)$ – неоднородным. В качестве функции $h(t)$ возьмем $h(t) = \beta t + \alpha(1-t)$, где $\alpha = u(0) = 1$, $\beta = u(1) = 0$. Получили $u(t) = z(t) + 1 - t$. В результате такого преобразования уравнение [13, 13] принимает вид:

$$\sum_{i=1}^n \left[\int_0^1 \left(2(1+2\rho t) \dot{\phi}_i(t) \dot{\phi}_j(t) + 2(\bar{\rho} - 2t\rho\bar{\rho}) \phi_i(t) \phi_j(t) \right) dt \right] c_i + \int_0^1 2(1+2\rho t) \phi_j(t) t - \int_0^1 2(1-t)(\bar{\rho} - 2t\rho\bar{\rho}) \dot{\phi}_j(t) dt, \quad j = \overline{1, n}. \quad (7)$$

В матричной форме эта система запишется в виде $A \cdot c = b$, где

$$a_{ij} = \int_0^1 \left(2(1+2\rho t) \dot{\phi}_i(t) \dot{\phi}_j(t) + 2(\bar{\rho} - 2t\rho\bar{\rho}) \phi_i(t) \phi_j(t) \right) dt, \\ b_j = \int_0^1 \left(2(1-t)(\bar{\rho} - 2t\rho\bar{\rho}) \dot{\phi}_j(t) - 2(1+2\rho t) \phi_j(t) \right) dt.$$

Таким образом, коэффициенты уравнения, полученные в результате этого преобразования, получили значения $p(t) = 1 + 2\rho t$, $q(t) = \bar{\rho} - 2t\rho\bar{\rho}$, $k(t) = -2(1+2\rho t)$, $f(t) = 2(1-t)(\bar{\rho} - 2t\rho\bar{\rho})$.

Далее зафиксируем некоторую конечную систему линейно-независимых функций $\{\phi_i\}_{i=1}^n$, которые удовлетворяют однородным краевым условиям $\phi_i(0) = \phi_i(1) = 0$, $i = \overline{1, n}$ и построим систему кусочно-линейных базисных функций. Для этого зададим разбиение отрезка $[0, 1]$ на n отрезков $0 = t_0 < t_1 < \dots < t_n < t_{n+1} = 1$. Полагая $h_i = t_{i+1} - t_i$, где $i = \overline{1, n}$, определим кусочно-линейные базисные функции:

$$\varphi_i(t) = \begin{cases} 0, & \text{если } 0 \leq t \leq t_{i-1} \\ \frac{1}{h_{i-1}}(t - t_{i-1}), & \text{если } t_{i-1} < t \leq t_i \\ \frac{1}{h_i}(t_{i+1} - t), & \text{если } t_i < t \leq t_{i+1} \\ 0, & \text{если } t_{i+1} < t \leq 1 \end{cases}$$

и их производные.

Положим $h_i = h = 0,1$, $t_i = 0,1 \cdot i$, $i = \overline{0, 9}$. Поскольку i -ая функция отлична от нуля только на промежутке $[t_{i-1}, t_{i+1}]$, то справедливы равенства $\varphi_i(t) \varphi_j(t) = 0$ и $\dot{\phi}_i(t) \dot{\phi}_j(t) = 0$, $i, j = \overline{1, n}$, $j \neq i-1$, $j \neq i$, $j \neq i+1$.

Матрица системы уравнений для c_i при таком выборе базисных функций будет трёхдиагональной. Для её решения необходимо рассчитать её ненулевые элементы:

$$\begin{aligned}
 a_{ii} &= I_{4,i} + I_{4,i+1} + I_{2,i} + I_{3,i}, \quad i = \overline{2, n}, \\
 a_{i,i+1} &= -I_{4,i+1} + I_{1,i}, \quad i = \overline{1, n-1}, \\
 a_{i,i-1} &= -I_{4,i} + I_{1,i-1}, \quad i = \overline{2, n}, \\
 b_i &= I_{5,i} + I_{6,i} + I_{7,i} + I_{8,i}, \quad i = \overline{1, n},
 \end{aligned}
 \tag{8}$$

где I – интегралы вида $I_{1,i} = \left(\frac{1}{h_i}\right)^2 \int_{t_i}^{t_{i+1}} (t_{i+1} - t_i)(t - t_i) q(t) dt$ [13, 14]. Эти интегралы необходимо вычислить для построения трехдиагональной матрицы системы уравнений.

Коэффициенты $p(t)$, $q(t)$, $k(t)$, $f(t)$ являются входными параметрами компьютерной программы (свидетельство 2018663088 об государственной регистрации программы для ЭВМ РФ), которая на основе кусочной-линейных базисных функций решает систему линейных уравнений, состоящую из элементов, строит экстремизирующую последовательность и далее по ней восстанавливает геометрическую форму несущей поверхности. Полученные формы нижней поверхности крыла, максимизирующего коэффициент аэродинамической производной подъемной силы по отстоянию при фиксированном значении коэффициента аэродинамической производной момента тангажа по отстоянию при коэффициенте $\rho = 2$ и $\rho = 8$ в сечениях $y = 0$, $y = 0.5$ и $y = 1$, полученные методом пробных функций, показаны на рисунке 2. Эти кривые качественно совпадают с результатами Л. В. Аршинского, полученными для задач о крыле с максимальной подъемной силой и крыле с максимальным градиентом подъемной силы по отстоянию для умеренных возмущений.

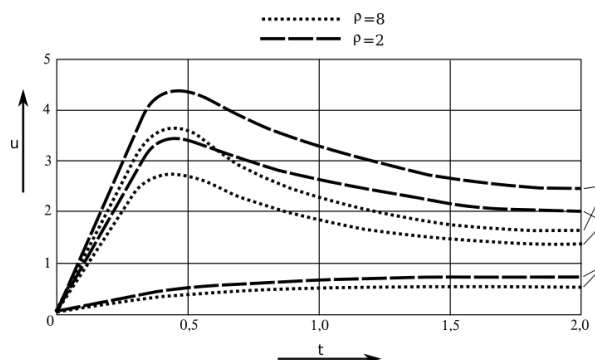


Рис. 2. Форма нижней поверхности крыла в сечении $y=0$ (график 1), $y=0,5$ (график 2), $y=1$ (график 3).

Заключение. В данной работе исследованы проблемы стабилизации летательного аппарата в системе «крыло-набегающий поток-опорная поверхность», решение которых необходимо выполнять на стадиях предэскизного и эскизного проектирования эффективной несущей поверхности летательного аппарата, когда определяется специальная наилучшая конфигурация летательного аппарата и форма его основных несущих элементов. Для этого нужно решить задачу оптимизации. Критерии оптимизации формируются согласно требованиям к форме и конструкции крыла. Задача решалась в приближении умеренных возмущений.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Юрьев Б. Н. Влияние земли на аэродинамические свойства крыла. Вестник воздушного флота, №1, 1923.
2. Панченков А. Н., Драчев П. Т., Любимов В. И. Экспертиза экранопланов. Н. Новгород: Типография «Поволжье», 2006. 656 с.
3. Шавров В. Б. История конструкций самолётов в СССР до 1938 года. – 3-е изд., исправл. – М.: Машиностроение, 1986 – 752 с., ил.

4. Петров Г. Ф. Гидросамолёты и экранопланы России: 1910-1999. — М.: Русавиа, 2000. — 248 с.
5. Ганин С. М. Создание экранопланов: от прошлого века до наших дней // Транспорт Российской Федерации. – 2014 - № 6 (55).
6. Суржик В. В. Структурно-параметрический синтез математических моделей экранопланов: монография – Иркутск: Изд-во ИрГТУ, 2012 – 196 с.
7. Иродов Р.Д. Критерии продольной устойчивости экраноплана // Ученые записки ЦАГИ, 1970. Т.1, № 4. с. 63-72.
8. Белецкая С. Б. Оптимизация конструктивных параметров несущих гидродинамических комплексов скоростных судов: Рукопись диссертации на соискание ученой степени канд. техн. наук: 05.08.01, 05.08.03. – Нижний Новгород, 1999. – 188 с.
9. Аршинский Л. В. Оптимизация геометрии крыла вблизи опорной поверхности: Рукопись диссертации канд. физ.-мат.наук: 01.02.05. – Иркутск, 1990. – 190 с.
10. Панченков А. Н. Квадрупольная теория крыла // Асимптотические методы в динамике систем. – Новосибирск: Наука, 1980. – с. 5-116.
11. Панченков А. Н. Теория оптимальной несущей поверхности. – Новосибирск: Наука, 1983. – 256 с.
12. Панченков А. Н. Основы квадрупольной теории крыла вблизи твёрдой границы // Асимптотические методы в теории систем. – Иркутск, 1974. – с. 68-98.
13. Скоробогатова М. В., Аршинский Л. В. Методика численного определения оптимальной формы низколетящего крыла как элемента системы «Летательный аппарат – поверхность» // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. – Иркутск: ИрГУПС, 2017. – №3 (55). – с. 168-174.
14. Скоробогатова М. В., Аршинский Л. В., Данеев А. В. Системный подход к расчёту оптимальной формы низколетящего крыла методом Релея-Ритца // Вестник бурятского государственного университета. Математика, информатика. – Улан-Удэ: Изд. Бурятский государственный университет, 2017. – №3. – с. 40-53.
15. Калиткин Н. Н. Численные методы. Москва: Наука, 1978 г. – 512 с.

REFERENCES

1. Yuriev BN Influence of the earth on the aerodynamic properties of the wing. Bulletin of the air fleet, No. 1, 1923.
2. Panchenkov A. N., Drachev P. T., Lyubimov V. I. Expertise of ekranoplanes. N. Novgorod: Printing house "Volga region", 2006. 656 p.
3. Shavrov VB History of aircraft designs in the USSR before 1938. - 3rd ed., Corrected. - M.: Mechanical Engineering, 1986 - 752 p., III.
4. Petrov GF Seaplanes and ekranoplanes of Russia: 1910-1999. - M.: Rusavia, 2000. -- 248 p.
5. Ganin SM Creation of ekranoplanes: from the last century to the present day // Transport of the Russian Federation. - 2014 - No. 6 (55).
6. Surzhik VV Structural-parametric synthesis of mathematical models of ekranoplanes: monograph - Irkutsk: Izd-vo ISTU, 2012 - 196 p.
7. Irodov R.D. Criteria for longitudinal stability of an ekranoplan // Uchenye zapiski TsAGI, 1970. Vol. 1, No. 4. p. 63-72.
8. Beletskaya SB Optimization of design parameters of load-carrying hydrodynamic complexes of high-speed vessels: Manuscript of the thesis for the degree of Candidate of Science. tech. Sciences: 05.08.01, 05.08.03. - Nizhny Novgorod, 1999. -- 188 p.
9. Arshinsky LV Optimization of the wing geometry near the support surface: Manuscript of the Cand. physical and mathematical sciences: 02/01/05. - Irkutsk, 1990. -- 190 p.
10. Panchenkov AN Quadrupole wing theory // Asymptotic methods in the dynamics of systems. - Novosibirsk: Science, 1980. - p. 5-116.

11. Panchenkov AN Theory of the optimal bearing surface. - Novosibirsk: Nauka, 1983 .-- 256 p.
12. Panchenkov AN Fundamentals of the quadrupole theory of a wing near a rigid boundary // Asymptotic methods in the theory of systems. - Irkutsk, 1974 .-- p. 68-98.
13. Skorobogatova MV, Arshinskiy LV Method of numerical determination of the optimal shape of a low-flying wing as an element of the "Aircraft - surface" system // Modern technologies. System analysis. Modeling. - Irkutsk: Ir-GUPS, 2017. - No. 3 (55). - с. 168-174.
14. Skorobogatova MV, Arshinsky LV, Daneev AV A systematic approach to calculating the optimal shape of a low-flying wing by the Rayleigh-Ritz method // Bulletin of the Buryat State University. Mathematics, computer science. - Ulan-Ude: Ed. Buryat State University, 2017. - №3. - with. 40-53.
15. Kalitkin NN Numerical methods. Moscow: Nauka, 1978 - 512 p.

Информация об авторах

Марина Викторовна Скоробогатова – старший преподаватель кафедры «Естественнонаучные дисциплины», Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации, г. Иркутск, e-mail: skorobogatova.mv@if-mstuca.ru

Authors

Marina Viktorovna Skorobogatova – senior lecturer of the Department of natural Sciences, Irkutsk Branch of Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk, e-mail: skorobogatova.mv@if-mstuca.ru

Для цитирования

Скоробогатова М.В. Проблемы проектирования устойчивого судна в системе «крыло-набегающий поток-опорная поверхность» // «Информационные технологии и математическое моделирование в управлении сложными системами»: электрон. науч. журн. – 2021. – №1(9). – С. 7-16 – DOI: 10.26731/2658-3704.2021.1(9).7-16 – Режим доступа: <http://ismm-irgups.ru/toma/19-2021>, свободный. – Загл. с экрана. – Яз. рус., англ. (дата обращения: 31.01.2021)

For citation

Skorobogatova M.V. Problems of designing a stable vessel in the "wing-raving flow-reference surface" system // Informacionnye tehnologii i matematicheskoe modelirovanie v upravlenii slozhnymi sistemami: ehlektronnyj nauchnyj zhurnal [Information technology and mathematical modeling in the management of complex systems: electronic scientific journal], 2021. No. 1(9). P. 7-16. DOI: 10.26731/2658-3704.2021.1(9).7-16 [Accessed 31/01/21]