

*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

Сформулируем задачу выбора рациональных параметров экраноплана.

Варьируемые параметры:

- удлинения несущих поверхностей  $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$ ;
- вынос дополнительных несущих поверхностей, переднего горизонтального оперения, относительно крыла  $L_1, L_2, \dots, L_n$ ;
- вынос по высоте дополнительных несущих поверхностей, переднего горизонтального оперения, горизонтального оперения относительно крыла  $h_1, h_2, \dots, h_n$ ;
- угол установки дополнительных несущих поверхностей, переднего горизонтального оперения, горизонтального оперения относительно крыла  $\Delta\alpha_1, \Delta\alpha_2, \dots, \Delta\alpha_n$ ;
- относительная площадь дополнительных несущих поверхностей, переднего горизонтального оперения, горизонтального оперения  $S_1, S_2, \dots, S_n$ .

Целевые функции:

- аэродинамические коэффициенты;
- массовая целевая функция;
- характеристики силовой установки;
- технико-экономические показатели.

Функциональное ограничение – продольная устойчивость; критерии качества.

Получим теперь математическую модель, связывающую варьируемые параметры с целевыми функциями. Для этого сначала необходимо получить функциональные зависимости  $c_y = f(a, h)$ ,  $m_z = f(a, h)$ ,  $x_f = f(a, h)$  для трех компоновочных схем.

Методом дискретных вихрей решались линейные задачи стационарного безотрывного обтекания несжимаемой жидкостью системы тонких несущих поверхностей, конечного размаха прямоугольной формы в плане. Результат решения данных задач: 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».

По полученным числовым значениям коэффициента продольного момента, подъемной силы, безразмерной координаты фокуса аппарата относительно крыла методом интерполяции функции нескольких переменных получены функциональные зависимости  $c_y = f(a, h)$ ,  $m_z = f(a, h)$ ,  $x_f = f(a, h)$  для компоновки «утка»:

– коэффициент подъемной силы:

$$\begin{aligned} c_y(a, h) = & -1,7295 \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} (c_{y0}(A, H) + \\ & + c_{y0}(a, h)) - 0,03239 L_{\text{нро}} (c_{y0}(A, H) + c_{y0}(a, h)) - \\ & - 0,02034 \alpha_{\text{нро}} (c_{y0}(A, H) + c_{y0}(a, h)) - \\ & - 4,49882 h_{\text{нро}} (c_{y0}(A, H) + c_{y0}(a, h)) + \\ & + 0,034031 \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} L_{\text{нро}} (c_{y0}(A, H) + c_{y0}(a, h)) - \\ & - 0,00726 \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} \alpha_{\text{нро}} (c_{y0}(A, H) + c_{y0}(a, h)) + \\ & + 16,65957 \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} h_{\text{нро}} (c_{y0}(A, H) + \\ & + c_{y0}(a, h)) - 0,002348 L_{\text{нро}} \alpha_{\text{нро}} (c_{y0}(A, H) + c_{y0}(a, h)) + \\ & + 0,200428 L_{\text{нро}} h_{\text{нро}} (c_{y0}(A, H) + c_{y0}(a, h)) + \\ & + 1,046618 \alpha_{\text{нро}} h_{\text{нро}} (c_{y0}(A, H) + c_{y0}(a, h)) + \\ & + 1,496741 \left( \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} \right)^2 (c_{y0}(A, H) + \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & + c_{y0}(a, h)) + 0,003172 L_{\text{нро}}^2 (c_{y0}(A, H) + c_{y0}(a, h)) - \\ & - 0,00051 \alpha_{\text{нро}}^2 (c_{y0}(A, H) + c_{y0}(a, h)) - \\ & - 435,581 h_{\text{нро}}^2 (c_{y0}(a, h) + c_{y0}(A, H)) - \\ & - 221,9405 \left( \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} \right)^2 h_{\text{нро}} (c_{y0}(A, H) + c_{y0}(a, h)) + \\ & + 1022,288 \left( \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} \right)^2 h_{\text{нро}}^2 (c_{y0}(A, H) + c_{y0}(a, h)) - \\ & - 586,298 \left( \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} h_{\text{нро}} \right)^2 (c_{y0}(A, H) + \\ & + c_{y0}(a, h)) + c_{y0}(A, H) + c_{y0}(a, h); \\ & \text{– коэффициент продольного момента:} \\ & m_z(a, h) = 0,956445 \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} (m_{z0}(A, H) + \\ & + m_{z0}(a, h)) - 0,86902 L_{\text{нро}} (m_{z0}(A, H) + m_{z0}(a, h)) - \\ & - 0,08772 \alpha_{\text{нро}} (m_{z0}(A, H) + m_{z0}(a, h)) + \\ & + 80,35921 h_{\text{нро}} (m_{z0}(A, H) + m_{z0}(a, h)) - \\ & - 1,14521 \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} L_{\text{нро}} (m_{z0}(A, H) + m_{z0}(a, h)) - \\ & - 0,05927 \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} \alpha_{\text{нро}} (m_{z0}(A, H) + m_{z0}(a, h)) - \\ & - 0,149 \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} h_{\text{нро}} (m_{z0}(A, H) + c_{y0}(a, h)) + \\ & + 0,019259 L_{\text{нро}} \alpha_{\text{нро}} (m_{z0}(A, H) + m_{z0}(a, h)) - \\ & - 10,9813 L_{\text{нро}} h_{\text{нро}} (m_{z0}(A, H) + m_{z0}(a, h)) - \\ & - 3,74483 \alpha_{\text{нро}} h_{\text{нро}} (m_{z0}(A, H) + m_{z0}(a, h)) - \\ & - 2,98542 \left( \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} \right)^2 (m_{z0}(A, H) + m_{z0}(a, h)) + \\ & + 0,078725 L_{\text{нро}}^2 (m_{z0}(A, H) + m_{z0}(a, h)) + \\ & + 0,012138 \alpha_{\text{нро}}^2 (m_{z0}(A, H) + m_{z0}(a, h)) - \\ & - 1631,36 h_{\text{нро}}^2 (m_{z0}(a, h) + m_{z0}(A, H)) - \\ & - 7,96849 \left( \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} \right)^2 h_{\text{нро}} (m_{z0}(A, H) + m_{z0}(a, h)) + \\ & + 1870,196 \left( \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} \right)^2 h_{\text{нро}}^2 (m_{z0}(A, H) + m_{z0}(a, h)) - \\ & - 917,071 \left( \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} h_{\text{нро}} \right)^2 (m_{z0}(A, H) + \\ & + m_{z0}(a, h)) + m_{z0}(A, H) + m_{z0}(a, h); \\ & \text{– безразмерная координата аэродинамического фокуса:} \\ & x_f(a, h) = 0,133457 \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} (x_{f0}(A, H) + \\ & + x_{f0}(a, h)) - 1,82472 L_{\text{нро}} (x_{f0}(A, H) + x_{f0}(a, h)) + \\ & + 0,052378 \alpha_{\text{нро}} (x_{f0}(A, H) + x_{f0}(a, h)) + \\ & + 691,3499 h_{\text{нро}} (x_{f0}(A, H) + x_{f0}(a, h)) - \\ & - 0,66896 \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} L_{\text{нро}} (x_{f0}(A, H) + x_{f0}(a, h)) - \\ & - 0,01142 \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} \alpha_{\text{нро}} (x_{f0}(A, H) + x_{f0}(a, h)) - \\ & - 1953,9 \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} h_{\text{нро}} (x_{f0}(A, H) + x_{f0}(a, h)) - \\ & - 0,05839 L_{\text{нро}} \alpha_{\text{нро}} (x_{f0}(A, H) + x_{f0}(a, h)) - \\ & - 15,3206 L_{\text{нро}} h_{\text{нро}} (x_{f0}(A, H) + x_{f0}(a, h)) - \\ & - 0,67835 \alpha_{\text{нро}} h_{\text{нро}} (x_{f0}(A, H) + x_{f0}(a, h)) - \\ & - 1,0324 \left( \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} \right)^2 (x_{f0}(A, H) + x_{f0}(a, h)) + \\ & + 0,225833 L_{\text{нро}}^2 (x_{f0}(A, H) + x_{f0}(a, h)) - \\ & - 0,00279 \alpha_{\text{нро}}^2 (x_{f0}(A, H) + x_{f0}(a, h)) - \\ & - 16233 h_{\text{нро}}^2 (x_{f0}(a, h) + x_{f0}(A, H)) + \\ & + 1344,992 \left( \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} \right)^2 h_{\text{нро}} (x_{f0}(A, H) + x_{f0}(a, h)) + \\ & + 49914,45 \left( \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} \right)^2 h_{\text{нро}}^2 (x_{f0}(A, H) + x_{f0}(a, h)) - \\ & - 35393,4 \left( \frac{b_{\text{нро}}}{b_a} h_{\text{нро}} \right)^2 (x_{f0}(A, H) + \\ & + x_{f0}(a, h)) + x_{f0}(A, H) + x_{f0}(a, h). \end{aligned}$$

Аналогичные выражения для коэффициентов можно получить для «самолетной» компоновки:

– коэффициент подъемной силы:

$$c_y(a, h) = -3,55714 \frac{b_{ro}}{b_a} (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) - 0,10539 L_{ro} (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) + 0,031777 \alpha_{ro} (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) + 3,714205 h_{ro} (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) + 0,211581 \frac{b_{ro}}{b_a} L_{ro} (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) - 0,0697 \frac{b_{ro}}{b_a} \alpha_{ro} (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) - 20,5891 \frac{b_{ro}}{b_a} h_{ro} (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) + 0,024938 L_{ro} \alpha_{ro} (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) - 0,03966 L_{ro} h_{ro} (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) + 0,004564 \alpha_{ro} h_{ro} (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) + 5,217594 \left(\frac{b_{ro}}{b_a}\right)^2 (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) - 0,00021 L_{ro}^2 (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) - 0,00544 \alpha_{ro}^2 (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) + 4,231439 h_{ro}^2 (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) + 26,39442 \left(\frac{b_{ro}}{b_a}\right) h_{ro} (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) - 21,8727 \left(\frac{b_{ro}}{b_a}\right) h_{ro}^2 (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) + 2692074 \left(\frac{b_{ro}}{b_a} h_{ro}\right)^2 (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) + c_{yo}(a, h) + c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h);$$

– коэффициент продольного момента

$$m_z(a, h) = 12,57306 \frac{b_{ro}}{b_a} (m_{zo}(A, H) + m_{zo}(a, h)) - 0,57158 L_{ro} (m_{zo}(A, H) + m_{zo}(a, h)) - 0,59996 \alpha_{ro} (m_{zo}(A, H) + m_{zo}(a, h)) + 6,889258 h_{ro} (m_{zo}(A, H) + m_{zo}(a, h)) - 1,4667 \frac{b_{ro}}{b_a} L_{ro} (m_{zo}(A, H) + m_{zo}(a, h)) + 1,22505 \frac{b_{ro}}{b_a} \alpha_{ro} (m_{zo}(A, H) + m_{zo}(a, h)) + 24,00064 \frac{b_{ro}}{b_a} h_{ro} (m_{zo}(A, H) + m_{zo}(a, h)) - 0,21731 L_{ro} \alpha_{ro} (m_{zo}(A, H) + m_{zo}(a, h)) + 0,105018 L_{ro} h_{ro} (m_{zo}(A, H) + m_{zo}(a, h)) + 0,487911 \alpha_{ro} h_{ro}^2 (m_{zo}(A, H) + m_{zo}(a, h)) - 29,6325 \left(\frac{b_{ro}}{b_a}\right)^2 (m_{zo}(A, H) + m_{zo}(a, h)) - 0,07376 L_{ro}^2 (m_{zo}(A, H) + m_{zo}(a, h)) - 0,06141 \alpha_{ro}^2 (m_{zo}(A, H) + m_{zo}(a, h)) + 1,198171 h_{ro}^2 (m_{zo}(A, H) + m_{zo}(a, h)) - 77,328 \left(\frac{b_{ro}}{b_a}\right) h_{ro} (m_{zo}(A, H) + m_{zo}(a, h)) + 30,87679 \left(\frac{b_{ro}}{b_a}\right) h_{ro}^2 (m_{zo}(A, H) + m_{zo}(a, h)) - 69,8179 \left(\frac{b_{ro}}{b_a} h_{ro}\right)^2 (m_{zo}(A, H) + m_{zo}(a, h)) + m_{zo}(a, h) + m_{zo}(A, H) + m_{zo}(a, h);$$

– безразмерная координата аэродинамического фокуса

$$x_F(a, h) = 48,1727 \frac{b_{ro}}{b_a} (x_{Fo}(a, h) - x_{Fo}(A, H)) + 4,749686 L_{ro} (x_{Fo}(a, h) - x_{Fo}(A, H)) - 1,68721 \alpha_{ro} (x_{Fo}(a, h) - x_{Fo}(A, H)) + 48,89869 h_{ro} (x_{Fo}(A, H) - x_{Fo}(a, h)) - 8,08047 \frac{b_{ro}}{b_a} L_{ro} (x_{Fo}(A, H) - x_{Fo}(a, h)) +$$

$$+ 4,037346 \frac{b_{ro}}{b_a} \alpha_{ro} (x_{Fo}(A, H) - x_{Fo}(a, h)) - 97,113 \frac{b_{ro}}{b_a} h_{ro} (x_{Fo}(A, H) - x_{Fo}(a, h)) - 0,54827 L_{ro} \alpha_{ro} (x_{Fo}(A, H) - x_{Fo}(a, h)) + 2,689857 L_{ro} h_{ro} (x_{Fo}(A, H) - x_{Fo}(a, h)) + 2,099685 \alpha_{ro} h_{ro} (x_{Fo}(A, H) - x_{Fo}(a, h)) - 77,1818 \left(\frac{b_{ro}}{b_a}\right)^2 (x_{Fo}(A, H) - x_{Fo}(a, h)) + 0,290628 L_{ro}^2 (x_{Fo}(A, H) - x_{Fo}(a, h)) - 0,04115 \alpha_{ro}^2 (x_{Fo}(A, H) - x_{Fo}(a, h)) + 27,42576 h_{ro}^2 (x_{Fo}(a, h) - x_{Fo}(A, H)) + 30,07805 \left(\frac{b_{ro}}{b_a}\right)^2 h_{ro} (x_{Fo}(A, H) - x_{Fo}(a, h)) - 45,0635 \left(\frac{b_{ro}}{b_a}\right) h_{ro}^2 (x_{Fo}(A, H) - x_{Fo}(a, h)) - 26,4284 \left(\frac{b_{ro}}{b_a} h_{ro}\right)^2 (x_{Fo}(A, H) - x_{Fo}(a, h)) - x_{Fo}(a, h) - x_{Fo}(A, H) + x_{Fo}(a, h).$$

Функциональные зависимости коэффициентов для компоновки «гибрид»:

– коэффициент подъемной силы

$$c_y(a, h) = 0,085203 L_{nro} (c_{yo}(a, h) + c_{yo}(A, H)) + 2,884814 h_{nro} (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) + 4,172279 \frac{b_{ro}}{b_a} (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) - 0,190132 L_{ro} (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) - 3,943717 \frac{b_{nro}}{b_a} h_{nro} (c_{yo}(A, H) + c_{yo}(a, h)) - 0,188437 L_{nro} h_{nro} c_{yo}(A, H) - 0,03153 \alpha_{nro} h_{nro} c_{yo}(A, H) - 2,246337 \frac{b_{ro}}{b_a} h_{nro} c_{yo}(A, H) - 5,07407 L_{ro} h_{nro} c_{yo}(A, H) - 6,054128 h_{nro} \alpha_{ro} c_{yo}(A, H) - 0,428328 \frac{b_{ro}}{b_a} L_{ro} c_{yo}(A, H) - 0,202132 \frac{b_{ro}}{b_a} \alpha_{ro} c_{yo}(A, H) + 0,379157 \left(\frac{b_{nro}}{b_a}\right)^2 c_{yo}(A, H) + 50,75522 h_{nro}^2 c_{yo}(a, h) - 6,561358 \left(\frac{b_{ro}}{b_a}\right)^2 c_{yo}(A, H);$$

– коэффициент продольного момента

$$m_z(a, h) = 19,34956 \frac{b_{nro}}{b_a} m_{zpro}(A, H) + 1,728912 L_{nro} m_{zpro}(A, H) + 21,34488 h_{nro} m_{zpro}(A, H) - 32,25092 \frac{b_{ro}}{b_a} m_{zpro}(A, H) + 2,127166 L_{ro} m_{zpro}(A, H) + 34,54189 \frac{b_{nro}}{b_a} h_{nro} m_{zpro}(A, H) - 9,398498 \left(\frac{b_{nro}}{b_a}\right) \left(\frac{b_{ro}}{b_a}\right) m_{zpro}(A, H) + 15,04179 L_{nro} h_{nro} m_{zpro}(A, H) + 7,277154 \alpha_{nro} h_{nro} m_{zpro}(A, H) - 15,96696 h_{nro} \left(\frac{b_{ro}}{b_a}\right) m_{zpro}(A, H) + 26,84816 h_{nro} L_{ro} m_{zpro}(A, H);$$

– безразмерная координата аэродинамического фокуса

$$x_F(a, h) = -300,2723 h_{nro} (x_F(a, h) + x_{Fpro}(A, H) + x_{Fro}(A, H)) - 16,85388 \frac{b_{ro}}{b_a} (x_F(a, h) +$$

$$\begin{aligned}
 & +x_{F_{\text{нро}}}(A, H) + x_{F_{\text{ро}}}(A, H) + \\
 & +0,472105l_{\text{ро}}(x_F(a, h) + x_{F_{\text{нро}}}(A, H) + \\
 & +x_{F_{\text{ро}}}(A, H)) - 2,39015 \frac{b_{\text{нро}}}{ba} l_{\text{нро}}(x_F(a, h) + \\
 & +x_{F_{\text{нро}}}(A, H) + x_{F_{\text{ро}}}(A, H)) + \\
 & +15,22953 \frac{b_{\text{нро}}}{ba} h_{\text{нро}}(x_F(a, h) + x_{F_{\text{нро}}}(A, H) + \\
 & +x_{F_{\text{ро}}}(A, H)) - 31,01959 \alpha_{\text{нро}} h_{\text{нро}}(x_F(a, h) + \\
 & +x_{F_{\text{нро}}}(A, H) + x_{F_{\text{ро}}}(A, H)) - \\
 & -4,730539 h_{\text{нро}} \frac{b_{\text{нро}}}{ba} (x_F(a, h) + x_{F_{\text{нро}}}(A, H) + \\
 & +x_{F_{\text{ро}}}(A, H)) + 200,789 h_{\text{нро}} l_{\text{нро}}(x_F(a, h) + \\
 & +x_{F_{\text{нро}}}(A, H) + x_{F_{\text{ро}}}(A, H)) + \\
 & +32,7304 h_{\text{нро}} \alpha_{\text{нро}} (x_F(a, h) + x_{F_{\text{нро}}}(A, H) + \\
 & +x_{F_{\text{ро}}}(A, H)) + 1,263621 \frac{b_{\text{нро}}}{ba} \alpha_{\text{нро}} (x_F(a, h) + \\
 & +x_{F_{\text{нро}}}(A, H) + x_{F_{\text{ро}}}(A, H)) + \\
 & +1,399461(x_F(a, h) + x_{F_{\text{нро}}}(A, H) + \\
 & +x_{F_{\text{ро}}}(A, H)) - 2,490428 \left(\frac{b_{\text{нро}}}{ba}\right)^2 (x_F(a, h) + \\
 & +x_{F_{\text{нро}}}(A, H) + x_{F_{\text{ро}}}(A, H)) - \\
 & -2077,063(h_{\text{нро}})^2 (x_F(a, h) + x_{F_{\text{нро}}}(A, H) + \\
 & +x_{F_{\text{ро}}}(A, H)) + 32,64805 \left(\frac{b_{\text{нро}}}{ba}\right)^2 (x_F(a, h) + \\
 & +x_{F_{\text{нро}}}(A, H) + x_{F_{\text{ро}}}(A, H)).
 \end{aligned}$$

Вышеприведенные формулы учитывают значения коэффициентов изолированных несущих поверхностей. Рассмотрим зависимости, приведенные для изолированных крыльев различной формы в работе [4]:

– для треугольного крыла с углом поперечного  $V < 0$ :

$$\begin{aligned}
 c_y & = 0,264\alpha - 1,2044ah - 0,01197\alpha^2 + 0,11957\alpha^2 h + \\
 & +2,715\alpha h^2 - 0,2123\alpha^2 h^2 - 0,00369\alpha^3 - 0,00341\alpha^3 h - \\
 & -2,6334\alpha h^3 + 0,018\alpha^3 h^2 + 0,0911\alpha^2 h^3 - 0,0074\alpha^3 h^3 + \\
 & +0,00055\alpha^4 - 0,00082\alpha^4 h + 0,9439\alpha h^4; \\
 m_z & = -0,0668\alpha + 0,3042\alpha h + 0,00197\alpha^2 - 0,019\alpha^2 h - \\
 & -0,7039\alpha h^2 + 0,0337\alpha^2 h^2 + 0,000617\alpha^3 + 0,00043\alpha^3 h + \\
 & +0,7072\alpha h^3 - 0,0027\alpha^3 h^2 - 0,0144\alpha^2 h^3 + 0,0011\alpha^3 h^3 - \\
 & -8,873 \cdot 10^{-5} \alpha^4 + 0,00013\alpha^4 h - 0,2606\alpha h^4;
 \end{aligned}$$

– для плоского крыла прямоугольной формы в плане малого удлинения:

$$\begin{aligned}
 c_y & = 0,2435\alpha - 1,2266\alpha h - 0,0033\alpha^2 + 0,0721\alpha^2 h + \\
 & +2,8433\alpha h^2 - 0,1344\alpha^2 h^2 - 0,0045\alpha^3 + 0,00235\alpha^3 h - \\
 & -2,849\alpha h^3 + 0,0083\alpha^3 h^2 + 0,0507\alpha^2 h^3 - 0,00227\alpha^3 h^3 + \\
 & +0,00054\alpha^4 - 0,00084\alpha^4 h + 1,05476\alpha h^4; \\
 m_z & = -0,0706\alpha + 0,3787\alpha h - 0,00095\alpha^2 - \\
 & -0,0065\alpha^2 h - 0,9083\alpha h^2 + 0,0141\alpha^2 h^2 + 0,00125\alpha^3 - \\
 & -0,00192\alpha^3 h + 0,9451\alpha h^3 + 0,000367\alpha^3 h^2 - 0,0027\alpha^2 h^3 - \\
 & -0,0007\alpha^3 h^3 - 0,00012\alpha^4 + 0,0002\alpha^4 h - 0,3607\alpha h^4;
 \end{aligned}$$

– для треугольного крыла малого удлинения с углом поперечного  $V > 0$ :

$$\begin{aligned}
 c_y & = 0,1278\alpha - 0,5208\alpha h - 0,005\alpha^2 + 0,0488\alpha^2 h + \\
 & +1,1499\alpha h^2 - 0,0862\alpha^2 h^2 - 0,00144\alpha^3 - \\
 & -0,00147\alpha^3 h - 1,1026\alpha h^3 + 0,0073\alpha^3 h^2 + \\
 & +0,037\alpha^2 h^3 - 0,00305\alpha^3 h^3 + 0,00022\alpha^4 - \\
 & -0,00032\alpha^4 h + 0,3914\alpha h^4; \\
 m_z & = -0,0299\alpha + 0,125\alpha h + 0,00083\alpha^2 - \\
 & -0,0073\alpha^2 h - 0,2826\alpha h^2 + 0,0127\alpha^2 h^2 + \\
 & +0,00019\alpha^3 + 0,00024\alpha^3 h + 0,280\alpha h^3 - \\
 & -0,00107\alpha^3 h^2 - 0,0055\alpha^2 h^3 + 0,00046\alpha^3 h^3 - \\
 & -2,953 \cdot 10^{-5} \alpha^4 + 4,33 \cdot 10^{-5} \alpha^4 h - 0,102\alpha h^4.
 \end{aligned}$$

Данные формулы позволяют перейти от компоновки с прямоугольными несущими поверхностями к крыльям различной формы в плане.

Коэффициент сопротивления аппарата составляет

$$c_x = c_{xoa} + c_{xi},$$

тогда зависимость индуктивного сопротивления от подъемной силы крыла можно представить формулой

$$c_{xi} = -\frac{\lambda}{2} \frac{c_y^2}{(c_y^\alpha)^2} \int_{-1}^1 w_y(\bar{z}) \Gamma_\alpha^*(\bar{z}) d\bar{z}.$$

Теперь перейдем к массовой целевой функции. Взлетная масса экраноплана имеет вид [1]

$$m_0^* = \frac{m_H + m_{\text{ст}}}{1 - m_k - m_{\text{тс}} - m_{\text{сy}} - m_{\text{об}}},$$

где относительная масса крыла находится по уравнению [5]

$$\bar{m}_{\text{кр}} = 1,15 \cdot 10^{-4} \cdot k_{\text{мех}} \cdot k_{\text{кон}} \cdot k_{\text{мт}} \cdot \varphi \cdot n_p \frac{\lambda \sqrt{S}}{\sqrt{\theta \cdot c_o} \cdot \cos^{1,5} \chi} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right);$$

относительная масса фюзеляжа [5]:

$$\bar{m}_\phi = 1,14 k_{\text{дв}} (1 + 0,4 p_{\text{каб}}^3) (D \cdot \lambda)_\phi^{1,5} m_o^{-3/4},$$

относительная масса оперения [5]:

$$\bar{m}_{\text{оп}} = \frac{k_M \cdot k_y}{m_o^j} (4,4 + 0,8 \cdot 10^{-3} \cdot m_o) S_{\text{оп}};$$

относительная масса шасси (при колесном) [5]:

$$\bar{m}_{\text{ш}} = k_{\text{мт}} k_{\text{обт}} (6H_{\text{ш}}^2 + 11,3) \cdot 10^{-3} + 0,0625 k_{\text{пн}} \frac{\sqrt{p_{\text{пн.гл}}}}{1 + p_{\text{пн.гл}}} + 0,005.$$

Для шасси на воздушной подушке массу можно определить согласно работе [6]. Относительная масса силовой установки для ТВД имеет вид [5]

$$\bar{m}_{\text{сy}} = 1,36 \cdot k_{\text{сy}} \cdot \gamma_{\text{дв}} \cdot \bar{N}_o,$$

$$k_{\text{сy}} = 1,1 + (1,36 / \gamma_{\text{дв}}) (0,1 + 0,9 / N_{oi}^{1/3}).$$

Относительная масса оборудования управления для пассажирского варианта рассчитывается по формуле [5]:

$$\bar{m}_{\text{об.упр}} = \frac{200}{m_o} + 0,2 \bar{m}_{\text{п.н}} \cdot (1 + 0,1 L_p / V_{\text{рейс}}) + 0,08.$$

Относительная масса топлива для экраноплана с поршневыми двигателями или турбовинтовыми [5]:

$$\bar{m}_{\text{т}} \approx \left(\frac{V \cdot t}{270} \frac{c_e}{\eta_e \cdot K}\right)_{\text{крейс}} + \frac{1}{75 K_{\text{max}}} \cdot \left(\frac{c_e \cdot V \cdot t_{\text{нз}}}{\eta_e}\right)_{K_{\text{max}}} + 0,006.$$

Характеристики силовой установки. Потребная тяга (мощность) и число двигателей для взлетного режима можно оценить по следующим зависимостям [8], при единой силовой установке:

$$N_{\text{дв}} = \frac{P_n}{K_{\text{дв}} P_{\text{дв}}}; \quad P_n = \left(\frac{j_x}{g} + \frac{1}{K_z}\right) m_o g;$$

при раздельной силовой установке, число маршевых двигателей составляет [8]

$$N_{\text{дв}}^M = \frac{m_{\text{под}} g}{(K_{\text{кр}} \cdot P_{\text{дв}}^M)};$$

число стартовых двигателей рассчитывается по выражению [8]

$$N_{\text{дв}}^{\text{ст}} = \frac{1}{K_{\text{дв}}^{\text{ст}} P_{\text{дв}}^{\text{ст}}} \left[ \left(\frac{j_x}{g} + \frac{1}{K_z}\right) m_o g - N_{\text{дв}}^M K_{\text{дв}}^M P_{\text{дв}}^M \right];$$

для крейсерского режима полета потребная тяговооруженность имеет вид

$$P_{\text{кр}}^g = 1 / K_{\text{кр}}.$$

Технико-экономические показатели экраноплана можно оценить по методике, предложенной в работах [1; 5]. Таким показателем являются приведенные затраты, которые находят следующим образом:

$$a_{пр} = a + a_{кап. влож};$$

где себестоимость перевозок составляет [1; 5]

$$a = \frac{100A}{k_{ком} m_n V_{крейс}};$$

$$A = A_{ас} + A_{ад} + A_{т ос} + A_{т од} + A_{топ} + A_{зп} + B_{ап}.$$

Приведенные капиталовложения имеют вид [1; 5]:

$$a_{кап. влож} = \frac{100 \cdot \varepsilon \cdot (1,05C_c + 1,03C_{дв} n_{дв} \cdot b)}{k_{ком} m_{ком} V_{рейс} B_{год}}.$$

Введем функциональные ограничения с целью обеспечения безопасности движения для проектируемого аппарата, в качестве которых примем условия статической устойчивости экраноплана [9]:

$$\frac{f_1(A)}{x_{F9}} > \bar{x}_T (m_z^9 < 0);$$

$$\frac{f_2(A)}{x_{F9}} > x_{FH} \left[ \left( \frac{dc_y}{dH} \right)_{m_z=0, \delta=const} < 0 \right].$$

Первое ограничение обеспечивает статическую устойчивость аппарата по углу тангажа, второе – по относительной высоте полета.

Основная цель, ради которой создается экраноплан, это высокое аэродинамическое качество, максимальный коэффициент подъемной силы, минимальная взлетная

масса, минимальная тяговооруженность аппарата, минимальные приведенные затраты, тогда нетрудно записать критерии качества:

- аэродинамическое качество  $\Phi_1(A) = \max(c_y / c_x)$ ;
- коэффициент подъемной силы  $\Phi_2(A) = \max(c_y)$ ;
- взлетная масса экраноплана  $\Phi_3(A) = \min(m_0)$ ;
- тяговооруженность аппарата  $\Phi_5(A) = \min(P_o)$ ;
- приведенные затраты  $\Phi_6(A) = \min(a_{пр})$ .

Также могут быть добавлены дополнительные критерии качества, такие как дальность полета, длина разбега и пробега и др.

Допустимое варьирование параметров выбирают на основе статистического анализа существующих конструкций экранопланов. Зондирование пространства параметров можно осуществить любым методом, одним из которых может быть метод квазислучайных последовательностей (ЛП-последовательностей), рассмотренный в работе [10].

Алгоритм выбора рациональных параметров представлен на рис. 2.

Представленная математическая модель позволяет определить параметры экраноплана для различных аэродинамических схем с различными несущими поверхностями; выбрать из ряда проектов решение, наилучшим образом отвечающее поставленным тактико-техническим требованиям и техническому заданию.

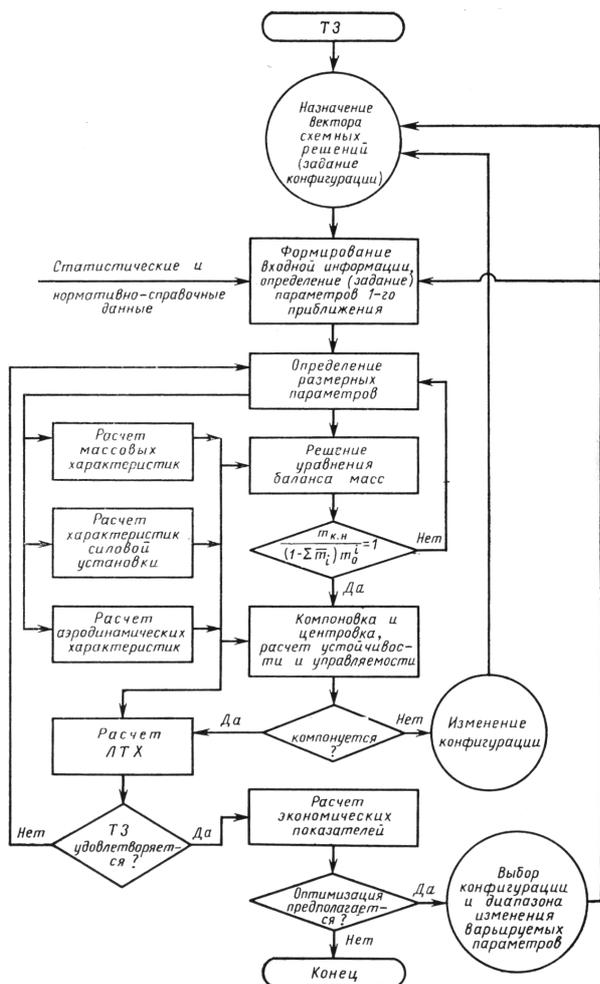


Рис. 2. Блок-схема выбора рациональных параметров экраноплана

### Библиографический список

1. Егер, С. М. Проектирование самолетов / С. М. Егер [и др]; под ред. С. М. Егер. М. : Логос, 2005.
2. Панченков, А. Н. Теория оптимальной несущей поверхности / А. Н. Панченков. Новосибирск : Наука, 1983.
3. Брусов, В. С. Оптимальное проектирование летательных аппаратов: Многоцелевой подход / В. С. Брусов, С. К. Баранов. М. : Машиностроение, 1989.
4. Антипин, М. И. Анализ несущих поверхностей экранопланов / М. И. Антипин, И. Н. Гусев // Вестник СибГАУ. Красноярск. 2008. С. 101–105.
5. Бадягин, А. А. Проектирование легких самолетов / А. А. Бадягин, Ф. А. Мухамедов. М. : Машиностроение, 1978.
6. Гусев, И. Н. Расчет взлетной массы летательных аппаратов с применением ЭВМ / И. Н. Гусев ; Иркут. политехн. ин-т. Иркутск : [Б. и.], 1988.
7. Маскалик, А. И. Экранопланы – транспортные суда XXI в. / А. И. Маскалик, Р. А. Нагапетян. М. ; СПб. : Судостроение, 2005.
8. Маскалик, А. И. Экранопланы. Особенности теории и проектирования / А. И. Маскалик, Б. А. Колызаев, В. И. Жуков. М. : Машиностроение, 2000.
9. Жуков, В. И. Особенности аэродинамики, устойчивости и управляемости экраноплана / В. И. Жуков. М. : Изд. отдел ЦАГИ, 1997.
10. Соболев, И. М. Выбор рациональных параметров / И. М. Соболев. М. : Дрофа, 2006.

## MATHEMATICAL MODEL OF THE ECRANOPLAN PARAMETERS CHOICE AT THE STAGE OF THE TECHNICAL OFFER

The mathematical model of the rational parameters choice is constructed at outline designing by a method of research of space of parameters. Values of aerodynamic factors  $c_y = f(a, h)$  and  $m_z = f(a, h)$ , relative coordinate of aerodynamic focus  $x_f = f(a, h)$ , distribution of aerodynamic loading on a bearing surface for three aerodynamic schemes of bearing surfaces plane, «duck», «hybrid» are received numerically. Functional dependences  $c_y = f(a, h)$ ,  $m_z = f(a, h)$ ,  $x_f = f(a, h)$  are constructed.

Keywords: mathematical model, ground effect, ekranoplan, center of gravity, reversed delta wing.

УДК 519.622

Е. А. Новиков, Л. В. Кнауб

## ПРИМЕНЕНИЕ ЯВНОГО ТРЕХСТАДИЙНОГО МЕТОДА ТИПА РУНГЕ-КУТТА ДЛЯ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ЗАДАЧ ХИМИЧЕСКОЙ КИНЕТИКИ<sup>1</sup>

Получены коэффициенты явного трехстадийного метода типа Рунге-Кутты. Построены неравенства для контроля точности вычислений и устойчивости численной схемы. Приведены результаты расчетов двух моделей орегонатора, подтверждающие повышение эффективности за счет дополнительного контроля устойчивости.

Ключевые слова: методы Рунге-Кутты, контроль устойчивости, орегонатор.

При решении задачи Коши для обыкновенных дифференциальных уравнений средней жесткости и большой размерности в ряде случаев можно применять явные методы. Они не требуют обращения матрицы Якоби и поэтому могут быть эффективнее неявных численных схем. Однако для эффективного использования явных методов при решении задач средней жесткости требуется контролировать не только точность вычислений, но и устойчивость численной схемы. В противном случае, на участке установления вследствие противоречивости требований точности и устойчивости шаг интегрирования раскачивается. В лучшем случае это приводит к большому количеству повторных вычислений решения, а шаг выбирается значительно меньше максимально допустимого. В настоящее время можно выделить два подхода к контролю устойчивости [1; 2]. Первый связан с оценкой максимального собственного числа матрицы Якоби  $f_y$  через ее норму с последующим контролем неравенства  $h\|f_y\| \leq D$  [1], где  $h$  – шаг интегрирования, а положительная постоянная  $D$  зависит от размера области устойчивости. Ясно, что для явных методов, где матрица Якоби не участвует в вычислительном процессе, это приводит дополнительно к ее нахождению и, следовательно, к значительному увеличению вычислительных затрат. Второй подход основан на оценке максимального собственного числа  $\lambda_{\max}$  матрицы Якоби степенным методом через приращения правой части системы дифференциальных уравнений с последующим контролем неравенства  $h|\lambda_{\max}| \leq D$  [2]. Такая оценка фактически не приводит к увеличению

затрат [3]. Здесь построено неравенство для контроля устойчивости явного трехстадийного метода типа Рунге-Кутты. Алгоритм интегрирования применяется для численного моделирования орегонатора, дающего сложный предельный цикл.

Для численного решения задачи Коши для системы обыкновенных дифференциальных уравнений

$$y' = f(y), \quad y(t_0) = y_0, \quad t_0 \leq t \leq t_k, \quad (1)$$

рассмотрим явный трехстадийный метод типа Рунге-Кутты, который имеет вид

$$\begin{aligned} y_{n+1} &= y_n + p_1 k_1 + p_2 k_2 + p_3 k_3; \\ k_1 &= hf(y_n); \quad k_2 = hf(y_n + \beta_{21} k_1); \\ k_3 &= hf(y_n + \beta_{31} k_1 + \beta_{32} k_2), \end{aligned} \quad (2)$$

где  $y$  и  $f$  – вещественные  $n$ -мерные вектор-функции;  $t$  – независимая переменная;  $h$  – шаг интегрирования;  $k_1, k_2$  и  $k_3$  – стадии метода,  $p_1, p_2, p_3; \beta_{21}, \beta_{31}$  и  $\beta_{32}$  – числовые коэффициенты, определяющие свойства точности и устойчивости. В случае неавтономной системы  $y' = f(t, y)$ ,  $y(t_0) = y_0, t_0 \leq t \leq t_k$ , схема (2) записывается следующим образом:

$$\begin{aligned} y_{n+1} &= y_n + p_1 k_1 + p_2 k_2 + p_3 k_3; \\ k_1 &= hf(t_n, y_n); \quad k_2 = hf(t_n + \beta_{21} h, y_n + \beta_{21} k_1); \\ k_3 &= hf(t_n + [\beta_{31} + \beta_{32}] h, y_n + \beta_{31} k_1 + \beta_{32} k_2). \end{aligned} \quad (3)$$

Ниже для сокращения выкладок будем рассматривать задачу (1). Однако построенные методы можно применять для решения неавтономных задач.

<sup>1</sup> Работа поддержана грантами РФФИ №08-01-00621 и Президента НШ-3431.2008.9.