

Для решения задачи массопереноса в трубчатом реакторе (математическая модель(1)) использовалась вычислительная схема с оптимальным значением параметра стабилизации $\mu \in [0, 1; 0, 001]$ на вложенных сетках 5×5 , 10×10 , 20×20 с базисными функциями второго порядка. Для задачи, приближенной к реальной, доминирование конвекции было значительно меньше (на 2–4 порядка), чем для модельных задач, что обусловило значительное уменьшение погрешности (на 2–3 порядка).

Проведенные вычислительные эксперименты показали возможности применения разрывного метода Галеркина для решения конвективно-диффузионных задач с преобладанием конвекции. Оптимальный выбор параметра стабилизации позволяет повысить точность решения задачи как минимум на один порядок.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Arnold D.N., Brezzi F., Cockburn B., Marini D. Unified analysis of discontinuous Galerkin methods for elliptic problems // SIAM J. Numer. Anal. – 2002. – Vol. 39, № 5. – P. 1749-1779.
2. Cockburn B. Discontinuous Galerkin methods for convection-dominated problems // In High – Order Methods for Computational Physics. – 1999. Vol. 9. – P. 69-224.
3. Baumann C.E. and Oden J.T. A discontinuous hp finite element method for convection-diffusion problems // Comput. Methods Appl. Mech. Eng. – 1999. – № 175. – P. 311-341.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н. О.П. Солоненко.

Иткина Наталья Борисовна – Новосибирский государственный технический университет; e-mail: itkina.nat@yandex.ru; г. Новосибирск-99, ул. М. Горького, 92, кв. 3; тел.: 80059383464; кафедра вычислительных технологий; к.т.н.; доцент.

Itkina Natali Borisovna – Novosibirsk State Technical University; e-mail: itkina.nat@yandex.ru; 92, M. Gorky street, ap. 3, Novosibirsk-99, Russia; phone: 80059383464; the department of computational technologies; cand. of eng. sc., associate professor.

УДК 629.7.016

О.Д. Крееренко, Е.С. Крееренко

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА ПО ВПП, УПРАВЛЯЕМОГО РЕГУЛЯТОРАМИ, СИНТЕЗИРОВАННЫМИ НА ОСНОВЕ СИНЕРГЕТИЧЕСКОГО ПОДХОДА

Статистические данные по авиационным происшествиям в классах пассажирских и транспортных самолетов мира показывают, что значительная доля авиационных происшествий, в том числе катастроф, на этапе посадки происходит в результате столкновения самолета с наземными объектами вследствие его выкатывания за пределы взлетно-посадочной полосы (ВПП). Как правило, причинами авиационных происшествий являются отказы в системах самолета, а также человеческий фактор. В связи с этим проблема совершенствования законов автоматического управления для обеспечения заданного уровня безопасности при движении летательного аппарата (ЛА) по ВПП остается весьма актуальной. В докладе рассмотрен новый синергетический подход к синтезу законов автоматического управления движением самолета по ВПП. Такой подход позволяет всесторонне и в полном объеме учесть естественные динамические свойства ЛА как нелинейного, многомерного и многосвязного объекта управления (ОУ) [1].

Математическая модель; летательный аппарат; синергетический синтез; законы управления.

O.D. Kreerenko, E.S. Kreerenko

MATHEMATICAL MODELLING OF MOVEMENT OF THE AIRCRAFT ON THE RUNWAY, OPERATED THE REGULATORS SYNTHESIZED ON THE BASIS OF THE SINERGETIC APPROACH

The statistics associated with the flight accidents of the passenger and cargo transport airplanes demonstrate that the considerable amount of the flight accidents during landing including the crashes is caused by collision with ground objects resulted from running off the runway. As a rule, a flight accident is an effect of the failures of airborne systems or resulted by human factor. Thereby the development of automatic control laws of the airplane motion on the runway enabling required level of safety is still of high priority. This paper reviews the synergetic approach to synthesis of the automatic control laws of an airplane motion on the runway. Such an approach allows consider entire dynamic behavior of the airplane being reviewed as non-linear, multidimensional and multiply connected control object [1].

Mathematical model; aircraft; synergetic synthesis; control laws.

Введение. Проблема совершенствования законов автоматического управления для обеспечения заданного уровня безопасности при движении ЛА по ВПП остается весьма актуальной. Цель исследования: синергетический синтез законов управления движением ЛА по ВПП [1]. Задачи: формирование математической модели (ММ) ЛА с шасси, синтез базовых законов управления; определение углов отклонения органов управления ЛА.

Математическая модель объекта, описываемого системой нелинейных дифференциальных уравнений 12-го порядка [2], в переменных состояния:

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_1(t) &= x_2 x_6 - x_3 x_5 - g \sin x_{10} + a_1 u_1; \\
 \dot{x}_2(t) &= x_3 x_4 - x_1 x_6 - g \cos x_{10} \cos x_{11} + a_1 u_2; \\
 \dot{x}_3(t) &= x_1 x_5 - x_2 x_4 + g \cos x_{10} \sin x_{11} + a_1 u_3; \\
 \dot{x}_4(t) &= a_2 x_6 x_5 - a_3 x_6 x_4 + a_4 u_4 + a_5 u_5; \\
 \dot{x}_5(t) &= a_6 x_6 x_4 - a_3 x_6 x_5 + a_5 u_4 + a_7 u_5; \\
 \dot{x}_6(t) &= a_8 (x_4^2 - x_5^2) + a_9 x_4 x_5 + a_{10} u_6; \\
 \dot{x}_7(t) &= x_1 \cos x_{10} \cos x_{12} + x_2 c_1 + x_3 c_2; \\
 \dot{x}_8(t) &= x_1 \sin x_{10} + x_2 \cos x_{10} \cos x_{11} - x_3 \sin x_{11} \cos x_{10}; \\
 \dot{x}_9(t) &= -x_1 \cos x_{10} \sin x_{12} + x_2 c_3 + x_3 c_4; \\
 \dot{x}_{10}(t) &= x_5 \sin x_{11} + x_6 \cos x_{11}; \\
 \dot{x}_{11}(t) &= x_4 - \operatorname{tg} x_{10} (x_5 \cos x_{11} - x_6 \sin x_{11}); \\
 \dot{x}_{12}(t) &= x_5 \frac{\cos x_{11}}{\cos x_{10}} - x_6 \frac{\sin x_{11}}{\cos x_{10}},
 \end{aligned} \tag{1}$$

где $x_1 = V_x$, $x_2 = V_y$, $x_3 = V_z$, $x_4 = \omega_x$, $x_5 = \omega_y$, $x_6 = \omega_z$ – проекции векторов линейной и угловой скорости на оси связанной системы координат (ССК); $x_7 = X$, $x_8 = Y$, $x_9 = Z$ – координаты центра масс ЛА в земной системе координат (ЗСК); $x_{10} = \vartheta$, $x_{11} = \gamma$, $x_{12} = \psi$ – углы тангажа, крена и рыскания соответственно; $u_1 = F_x$, $u_2 = F_y$, $u_3 = F_z$, $u_4 = M_x$, $u_5 = M_y$, $u_6 = M_z$ – суммарные

силы и моменты в ССК; $a_1 = 1/m$, $a_2 = \frac{I_y^2 - I_y I_z + I_{xy}^2}{I_x I_y - I_{xy}^2}$, $a_3 = \frac{I_{xy}(I_x + I_y - I_z)}{I_x I_y - I_{xy}^2}$,
 $a_4 = \frac{I_y}{I_x I_y - I_{xy}^2}$, $a_5 = \frac{I_{xy}}{I_x I_y - I_{xy}^2}$, $a_6 = \frac{I_x I_z - I_x^2 - I_{xy}^2}{I_x I_y - I_{xy}^2}$; $a_7 = \frac{I_x}{I_x I_y - I_{xy}^2}$, $a_8 = \frac{I_{xy}}{I_z}$,
 $a_9 = \frac{I_x - I_y}{I_z}$, $a_{10} = \frac{1}{I_z}$, I_x, I_y, I_z – моменты инерции самолета, g – ускорение

свободного падения; m – масса аппарата;

$$c_1 = \sin x_{11} \sin x_{12} - \sin x_{10} \cos x_{11} \cos x_{12}; \quad c_2 = \cos x_{11} \sin x_{12} + \sin x_{10} \sin x_{11} \cos x_{12};$$

$$c_3 = \sin x_{11} \cos x_{12} + \sin x_{10} \cos x_{11} \sin x_{12}; \quad c_4 = \cos x_{11} \cos x_{12} - \sin x_{10} \sin x_{11} \sin x_{12}.$$

Синергетический синтез законов управления. Основываясь на теории иерархического синтеза [3], разобьем процедуру синтеза на два этапа: на первом этапе определим обобщенные законы управления u_1, \dots, u_6 методом аналитического конструирования агрегированных регуляторов (АКАР), на втором этапе получим математические зависимости угловых положений управляющих поверхностей ЛА от времени. Предположим, что все переменные состояния в модели – измеряемые. Компоненты искомого вектора управления входят линейно в первые шесть уравнений системы (1). Требуется найти в аналитической форме вектор управлений u , который обеспечит перевод объекта (1) из некоторого начального состояния в области допустимых значений фазовых координат на пересечение введенных притягивающих инвариантных многообразий, а затем в заданное состояние, определяемое следующими целями: торможение ЛА, начиная со скорости касания полосы до скорости руления $x_1 = V_x^*$; предотвращение бокового увода ЛА с полосы $x_9 = Z^*$; обеспечение дистанции пробега $x_7 = X^*$, не превышающей длины ВПП. Процедура аналитического синтеза законов управления автопилота для модели объекта, аналогичного (1), методом АКАР подробно описана в работе [4] и в докладе не представлена. Полученные обобщенные законы управления u_1, \dots, u_6 определяют пространственную ориентацию ЛА на ВПП.

Для определения вектора углов отклонения управляющих поверхностей как функции переменных состояния системы, запишем проекции результирующих векторов сил и моментов, действующих на ЛА, на оси ССК:

$$\begin{aligned} F_x &= -G \sin \vartheta - X + P_x + N_x; \quad F_y = -G \cos \vartheta \cos \gamma + Y + P_y + N_y; \\ F_z &= G \cos \vartheta \sin \gamma + Z + N_z; \end{aligned} \quad (2)$$

$$M_x = M_{xa} + M_{xu}; \quad M_y = M_{ya} + M_{yu}; \quad M_z = M_{za} + M_{zp} + M_{zu},$$

где $X, Y, Z, M_{xa}, M_{ya}, M_{za}$ – составляющие аэродинамических сил и моментов по осям ССК (сила сопротивления, подъемная и боковая силы); P_x, P_y, M_{zp} – проекции силы тяги и момента силы тяги двигателей относительно осей ССК; $N_x, N_y, N_z, M_{xu}, M_{yu}, M_{zu}$ – составляющие суммарных сил и моментов от всех стоек шасси по осям ССК. Распишем правые части выражения (2) более подробно:

$$\begin{aligned} X &= qS(c_y \sin(\alpha) - c_x \cos(\alpha)); \quad Y = qS(c_y \cos(\alpha) + c_x \sin(\alpha)); \\ Z &= qSc_z; \quad M_{xa} = qSlm_x; \quad M_{ya} = qSlm_y; \quad M_{za} = qSb_a m_z, \end{aligned} \quad (3)$$

где S, l, b_a – площадь, размах и средняя аэродинамическая хорда крыла, q – скоростной напор; $c_x, c_y, c_z, m_x, m_y, m_z$ – коэффициенты аэродинамических сил и моментов, которые представим в виде

$$c_x = c_x(\alpha) + c_x^\varphi \varphi + c_x^{\delta_n} \delta_n + c_x^{\delta_\vartheta} \delta_\vartheta + c_x^\beta |\beta| + \Delta c_{xi} + \Delta c_{x_{T.ш.}} + \Delta c_{x_{ш.}}; \quad (4)$$

$$c_y = c_y(\alpha) + c_y^\varphi \varphi + \Delta c_{yi} + \Delta c_{y_{T.ш.}}; \quad c_z = c_z^\beta \beta + c_z^{\delta_{P.H.}} \delta_{P.H.};$$

$$m_x = m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_\vartheta} \delta_\vartheta + m_x^{\delta_n} \delta_n + (m_x^{\bar{\omega}_x} x_4 + m_x^{\bar{\omega}_y} x_5) l / 2 / V;$$

$$m_y = m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_n} \delta_n + (m_y^{\bar{\omega}_x} x_4 + m_y^{\bar{\omega}_y} x_5) l / 2 / V; \quad (5)$$

$$m_z = m_z(\alpha) + m_z^\varphi \varphi + m_z^{\delta_\vartheta} \delta_\vartheta + m_z^{\bar{\omega}_z} x_6 b_A / V + \Delta m_{zi} + \Delta m_{z_{T.ш.}};$$

$\operatorname{tg} \alpha = -V_y / V_x$; $\sin \beta = V_z / |V|$, где α, β – углы атаки и скольжения; $\varphi, \delta_n, \delta_\vartheta$ – углы отклонения стабилизатора, руля направления (РН) и элеронов; Δ – добавки от шасси (ш), интерцепторов (и), тормозных щитков (т.щ.). Проекции силы и моментов от тяги равны: $P_x = P \cos \varphi_{\delta_6}$; $P_y = P \sin \varphi_{\delta_6}$; $M_{zP} = P_x y_{\delta_6}$, где φ_{δ_6} – угол установки двигателя; y_{δ_6} – плечо проекции силы тяги относительно центра масс ЛА по оси ОУ. Из условия равновесия сил, приложенных к колесу, найдем силы, действующие на самолет от каждой стойки шасси в ССК [5]:

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} N_{xi} \\ N_{yi} \\ N_{zi} \end{pmatrix} &= \|A\| \begin{pmatrix} n_{ki} [T_{zi} \sin(x_{12} - \delta_{ki}) - T_{xi} \cos(x_{12} - \delta_{ki})] \\ n_{ki} T_{yi}(\varepsilon_i) \\ n_{ki} [T_{zi} \cos(x_{12} - \delta_{ki}) + T_{xi} \sin(x_{12} - \delta_{ki})] \end{pmatrix}, \end{aligned} \quad (6)$$

где $\|A\|$ – матрица направляющих косинусов; n_{ki} – число колес в тележке i -й стойки шасси; δ_{ki} – угол поворота плоскости колеса от плоскости симметрии самолета; ε_i – обжатие пневматика; T_{yi}, T_{xi}, T_{zi} – сила обжатия пневматика, сопротивления движению, боковая сила (в точке контакта колеса с землей);

$$T_{yi} = \begin{cases} T_{yi}(\varepsilon_i) & \text{при } \varepsilon_i > 0 \\ 0 & \text{при } \varepsilon_i \leq 0, \end{cases} \quad T_{xi} = \mu_{Tpi} T_{yi}; \quad T_{zi} = \mu_{zi} T_{yi}, \quad (7)$$

где μ_{Tpi} – коэффициент трения; μ_{zi} – коэффициент боковой силы колеса.

$$M_{x_{ш.}} = \sum_{i=1}^n N_{zi} \cdot r_{yi} - \sum_{i=1}^n N_{yi} \cdot r_{zi}; \quad M_{y_{ш.}} = \sum_{i=1}^n N_{xi} \cdot r_{zi} - \sum_{i=1}^n N_{zi} \cdot r_{xi};$$

$$M_{z_{ш.}} = \sum_{i=1}^n N_{yi} \cdot r_{xi} - \sum_{i=1}^n N_{xi} \cdot r_{yi}, \quad (8)$$

где n – число стоек шасси; r_{xi}, r_{yi}, r_{zi} – координаты центров эквивалентных колес шасси в ССК относительно центра тяжести самолета.

Согласно [6], для самолета Бе-200ЧС-Е направление движения на пробеге выдерживается отклонением РН δ_n , боковой ветер парируется отклонением элеронов δ_y , ручка управления двигателем – на режиме малого газа в течение всего пробега самолета. Тогда для системы уравнений (2)–(8) внешними управляющими воздействиями являются δ_n и δ_y , а полученные на первом этапе синтеза фундаментальные алгоритмы – внутренними управлениями. Для нахождения законов управления автопилота относительно управляющих воздействий δ_n и δ_y решим систему алгебраических уравнений [7]:

$$\begin{aligned} u_4 &= qSl(m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_y} \delta_y + m_x^{\delta_n} \delta_n + \frac{m_x^{\bar{\omega}_x} x_4 + m_x^{\bar{\omega}_y} x_5}{2V} l) + \sum_{i=1}^n N_{zi} \cdot r_{yi} - \sum_{i=1}^n N_{yi} \cdot r_{zi}, \\ u_5 &= qSl(m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_n} \delta_n + \frac{m_y^{\bar{\omega}_x} x_4 + m_y^{\bar{\omega}_y} x_5}{2V} l) + \sum_{i=1}^n N_{xi} \cdot r_{zi} - \sum_{i=1}^n N_{zi} \cdot r_{xi}. \end{aligned} \quad (9)$$

В результате получим математические зависимости углов отклонения управляющих поверхностей от обобщенных управляющих воздействий u_4, u_5 :

$$\begin{aligned} \delta_n &= \left(\frac{1}{qSl} (u_5 - \sum_{i=1}^n N_{xi} \cdot r_{zi} + \sum_{i=1}^n N_{zi} \cdot r_{xi}) - m_y^\beta \beta - \frac{l}{2V} (m_y^{\bar{\omega}_x} x_4(t) + m_y^{\bar{\omega}_y} x_5(t)) \right) / m_y^{\delta_n}; \\ \delta_y &= (m_y^{\delta_n} u_4 - m_x^{\delta_n} u_5 + qSl(m_x^{\delta_n} m_y^\beta \beta - m_y^{\delta_n} m_x^\beta \beta) + \\ &+ \frac{qSl^2}{2V} [m_x^{\delta_n} (m_y^{\bar{\omega}_x} x_4(t) + m_y^{\bar{\omega}_y} x_5(t)) - m_y^{\delta_n} (m_x^{\bar{\omega}_x} x_4(t) + m_x^{\bar{\omega}_y} x_5(t))] + \\ &+ m_x^{\delta_n} (\sum_{i=1}^n N_{xi} \cdot r_{zi} - \sum_{i=1}^n N_{zi} \cdot r_{xi}) + m_y^{\delta_n} (\sum_{i=1}^n N_{yi} \cdot r_{zi} - \sum_{i=1}^n N_{zi} \cdot r_{yi})) / (qSl m_x^{\delta_n} m_y^{\delta_n}). \end{aligned} \quad (10)$$

Подставив в правые части уравнений системы (10) геометрические характеристики ЛА и шасси, аэродинамические коэффициенты, управления u_4, u_5 , получим зависимости δ_n и δ_y от переменных состояния системы.

Моделирование. Задав параметры синтезированных регуляторов, в программной среде Maple проведем моделирование замкнутой системы для следующих инвариантов: $x_1^* = V_x = 2$ м/с, $x_2^* = x_3^* = 0$ м/с, $x_4^* = x_5^* = x_6^* = 0$ рад/с, $x_8^* = 0$ м, боковое смещение от оси ВПП $x_9^* = 0$ м, $x_{10}^* = x_{11}^* = x_{12}^* = 0$ рад. На рис. 1–6 представлены переходные процессы фазовых координат по времени и зависимости $\delta_n = f(t)$ и $\delta_y = f(t)$, на рис. 7–10 – фазовые портреты системы.

Заключение. В процессе функционирования синтезированная система достигает асимптотического предела в пространстве состояний. Фазовые траектории изображающей точки стремятся к аттракторам, отражающим желаемые технологические режимы системы.

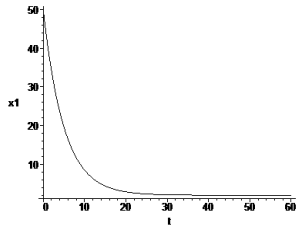


Рис. 1. $V_x = f(t), \text{ м/с}$

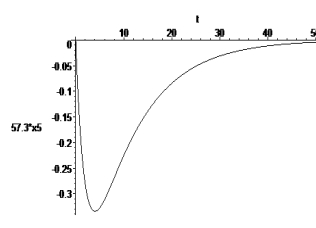


Рис. 2. $\omega_y = f(t), \text{ }^\circ/\text{с}$

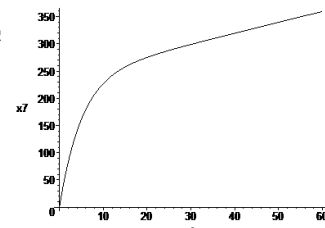


Рис. 3. $X = f(t), \text{ м}$

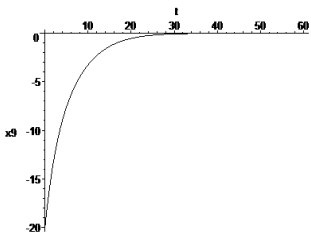


Рис. 4. $Z = f(t), \text{ м}$

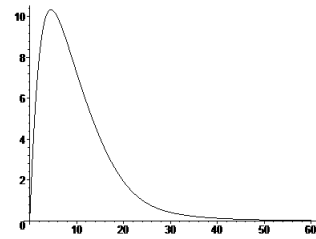


Рис. 5. $\delta_n = f(t)$

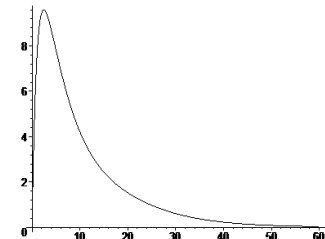


Рис. 6. $\delta_\delta = f(t)$

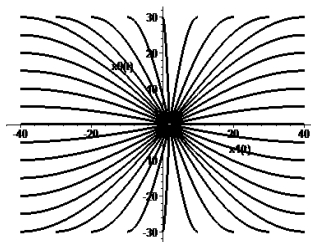


Рис. 7. $x_1^* = 2, x_9^* = 0$

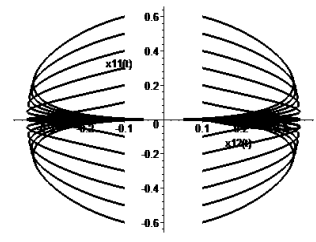


Рис. 8. $x_{11}^* = x_{12}^* = 0$

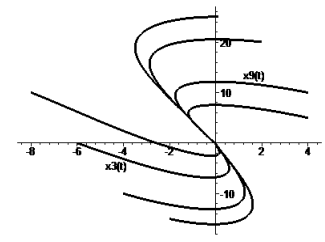


Рис. 9. $x_3^* = x_9^* = 0$

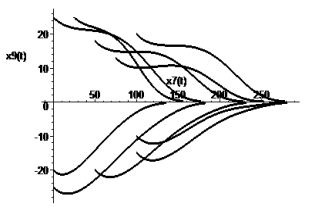


Рис. 10. $x_9^* = 0$

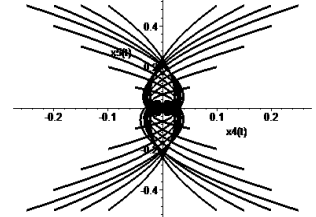


Рис. 11. $x_4^* = x_5^* = 0$

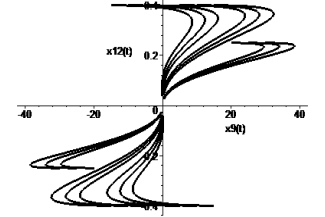


Рис. 12. $x_9^* = x_{12}^* = 0$

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Колесников А.А. Синергетическая теория управления. – М.: Энергоатомиздат, 1994.
2. Брагазин В.Ф. Математическое моделирование динамики движения самолета при взлете и посадке с учетом работы амортизации шасси. – Деп. в ВИМИ, 1981.
3. Веселов Г.Е. Синергетический подход к синтезу иерархических систем управления // Известия ТРТУ. – 2006. – № 6 (61). – С. 73-84.
4. Колесников А.А., Кобзев В.А. Динамика полета и управление: синергетический подход. – Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2009.

5. Никитина А.В., Сухинов А.И., Гармаш А.Н., Гузик В.Ф. Математический анализ. Ч. I: Учебное пособие. – Таганрог, Изд-во ТРТУ, 2005. – 96 с.
6. Самолет-амфибия Бе-200ЧС-Е. Руководство по летной эксплуатации.
7. Никитина А.В., Левченко М.Н. Элементы дискретной математики: Учебное пособие. – Таганрог: Изд-во ТРТУ, 2008. – 150 с.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н. В.П. Асовский.

Крееренко Ольга Дмитриевна – ОАО «Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г.М. Бериева» (ТАНТК); e-mail: olgadm@yandex.ru; 347923, г. Таганрог, пл. Авиаторов, 1; тел.: 89034397446; отдел аэродинамики; ведущий инженер-конструктор.

Крееренко Евгений Сергеевич – ООО «АВИАОК Интернейшенел»; e-mail: olgadm@yandex.ru; 347900, г. Таганрог, ул. Греческая, 74; тел.: 89064526211; проектно-конструкторский отдел; инженер-конструктор.

Kreerenco Olga Dmitrievna – Beriev Aircraft Company; e-mail: olgadm@yandex.ru; 1, Aviatorov square, Taganrog, 347923, Russia; phone: 89034397446; aerodynamics department; lead design engineer.

Kreerenco Evgeniy Sergeevich – AVIAOK Internacional; e-mail: olgadm@yandex.ru; 74, Grecheskaya street, Taganrog, 347900, Russia; phone: 89064526211; RD department; design engineer.

УДК 519.876.5: 532.53

В.И. Ольгаренко, Н.С. Захарченко, О.П. Кисаров, И.В. Ольгаренко

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЙ В МИУССКОЙ ОРОСИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЕ НА ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ

Рассмотрены вопросы создания и внедрения имитационных моделей в процесс разработки оперативных планов водораспределения в оросительных системах (ОС) при регулировании по принципу расчетного приращения объемов. Показано, что для обоснования применимости этого способа диспетчерского управления необходимы численные исследования течений в каналах ОС. Выполнено моделирование течений в Миусской ОС (Ростовская область) на основе одномерных уравнений Сен-Венана. Исследование течений на имитационной модели позволило обосновать допущения, принимаемые при указанном способе регулирования, и определить спектр допустимых для данной ОС режимов управления.

Течение; канал; система уравнений Сен-Венана; оперативное водораспределение; коэффициент разбаланса; цикл управления.

V.I. Olgarenko, N.S. Zakharchenko, O.P. Kisarov, I.V. Olgarenko

MATHEMATICAL MODELLING AND STUDY OF FLOWS ON THE MIUSSKAYA IRRIGATION SYSTEM SIMULATION MODEL

The problems of design and implementation of simulation models in the development of operational plans of water distribution in irrigation systems (IS) when regulating by estimated volume increment are described. It is shown that to justify the applicability of this method of dispatching management the numerical study of flows in channels is required. Simulation of flows in Miusskaya IS (Rostov region) channels based on one-dimensional Sen-Venan equations is done. Numerical study of flows made it possible to justify the assumptions made in the operational management of water distribution by selected method and to define the acceptable range for this management regimes.

Flow; channel; system of Sen-Venan equations; operational water distribution; the coefficient unbalance; cycle of management.