

E-mail: stevik@bigmir.net.
1, Suvorova streete, Kiev, 01010, UA.
Phone: +380444529784.

Касимова Фанна Ибрагим
Национальная Академия Авиации Азербайджана.
E-mail: fredkasimi@mail.ru
370010, Азербайджан, г. Баку, пр. Азадлыг, 20.
Тел: 0505840901.

Kasimova Faina Ibragim kizi
National Academy of Aviation Azerbaijan.
E-mail: fredkasimi@mail.ru.
20, Azadlik, Baku, 370010, Azarbejan.
Phone: 0505840901.

УДК 71-57

В.А. Костюков, И.О. Феклистов

ЧИСЛЕННОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИ САМОЛЕТА ЯК-54

Приводятся результаты численного исследования аэродинамики мини-самолета Як-54. Обосновывается необходимость точного расчета аэродинамических коэффициентов для построения адекватной математической модели этого самолета.

Математическая модель динамики твердого тела; аэродинамические коэффициенты; управление подвижным объектом.

V.A. Kostykov, I.O. Feklistov

NUMERICAL DETERMINATION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS

The results of numerical study of aerodynamics mini Yak-54. Substantiates the need for accurate calculation of the aerodynamic coefficients for the construction of adequate mathematical model of this aircraft.

Mathematical model of rigid body dynamics; aerodynamic coefficients; control a moving object.

1. Математическая модель мини-самолета Як-54 как объекта управления. Управление беспилотными летательными аппаратами требует, как показано в работе [1], точного определения аэродинамических характеристик объекта управления. В связи с этим численное исследование аэродинамики модели самолета Як-54 представляет значительный интерес.

Основой для изучения динамических свойств самолета служит его математическая модель. Математическая модель мини-самолета может быть представлена следующими дифференциальными уравнениями в матричном виде [1]:

$$\begin{cases} \frac{d\bar{X}}{dt} = [M]^{-1} (\bar{F}_e + \bar{F}_{\text{dim}} + \bar{F}_{\text{ynp}}) \\ \frac{d\bar{Y}}{dt} = [A]\bar{X}, \\ \frac{d\bar{\delta}}{dt} = [K]\bar{U}, \end{cases} \quad (1)$$

где $\bar{X}(t) = \{V_x(t), V_y(t), V_z(t), \omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t)\}$ – проекции векторов линейной и угловой скоростей на оси связанной с самолетом как твердым телом системы координат; $\bar{Y}(t) = \{x_0(t), y_0(t), z_0(t), \psi(t), \vartheta(t), \gamma(t)\}$ – вектор положения и ориентации связанной с самолетом системы координат относительно инерциальной базовой системы координат, $x_0(t), y_0(t), z_0(t)$ и $\psi(t), \vartheta(t), \gamma(t)$ текущие координаты и эйлеровы углы ориентации связанной системы координат относительно базовой; $\bar{F}_e = \bar{F}_e(t)$ – обобщенный вектор измеряемых и неизмеряемых воздействий внешней среды; $\bar{F}_{ynp} = \bar{F}_{ynp}[\bar{X}(t), \bar{Y}(t), \bar{\delta}(t), \bar{l}]$ – вектор управляющих сил и моментов; $\bar{\delta}(t)$ – вектор управляемых координат (углы отклонения аэродинамических рулей управления); $\bar{F}_{\text{дин}} = \bar{F}_{\text{дин}}[\bar{X}(t), \bar{Y}(t), \bar{l}]$ – вектор нелинейных элементов динамики; $[M]$ – матрица массово-инерционных характеристик тела (масса тела, тензор инерции, присоединенные массы); $[A] = [A](t)$ – (6×6) матрица кинематических связей, связывающая между собой скорости изменения внешних координат с внутренними координатами; $[K]$ – матрица коэффициентов управления, линейно связывающая между собой компоненты скорости изменения управляемых координат $\dot{\bar{\delta}}(t)$ и компоненты вектора управляющих воздействий $\bar{U} = \bar{U}(t)$.

В обобщенный вектор нелинейных элементов динамики $\bar{F}_{\text{дин}}$ входят проекции аэродинамических силы и момента \bar{R} , \bar{M}_R на оси связанной системы координат, которые можно представить в виде

$$\begin{aligned} R_x &= \varphi_1 \left\{ \left\{ \lambda_{ij} \right\}_{i,j=1,\dots,n}, V_x, V_y, V_z, \dot{V}_x, \dot{V}_y, \dot{V}_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z \right\} - 0.5 S_{\text{хар}} \rho V^2 c_{x,cb}, \\ R_y &= \varphi_2 \left\{ \left\{ \lambda_{ij} \right\}_{i,j=1,\dots,n}, V_x, V_y, V_z, \dot{V}_x, \dot{V}_y, \dot{V}_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z \right\} - 0.5 S_{\text{хар}} \rho V^2 c_{y,cb}, \\ R_z &= \varphi_3 \left\{ \left\{ \lambda_{ij} \right\}_{i,j=1,\dots,n}, V_x, V_y, V_z, \dot{V}_x, \dot{V}_y, \dot{V}_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z \right\} - 0.5 S_{\text{хар}} \rho V^2 c_{z,cb}, \\ M_x &= \varphi_4 \left\{ \left\{ \lambda_{ij} \right\}_{i,j=1,\dots,n}, V_x, V_y, V_z, \dot{V}_x, \dot{V}_y, \dot{V}_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z \right\} + 0.5 U \rho V^2 m_{x,cb}, \\ M_y &= \varphi_5 \left\{ \left\{ \lambda_{ij} \right\}_{i,j=1,\dots,n}, V_x, V_y, V_z, \dot{V}_x, \dot{V}_y, \dot{V}_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z \right\} + 0.5 U \rho V^2 m_{y,cb}, \\ M_z &= \varphi_6 \left\{ \left\{ \lambda_{ij} \right\}_{i,j=1,\dots,n}, V_x, V_y, V_z, \dot{V}_x, \dot{V}_y, \dot{V}_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z \right\} + 0.5 U \rho V^2 m_{z,cb}, \end{aligned} \quad (2)$$

где функции $\varphi_1 - \varphi_6$ отражают движение самолета при конечных значениях линейного и углового ускорений, а вторые слагаемые в правых частях этих уравнений соответствуют влиянию аэродинамики поступательного движения центра масс самолета с мгновенной скоростью $\bar{V}(t)$.

В общем случае первые и вторые слагаемые – *сравнимы* между собой, т.е. ни одним из них нельзя пренебречь в сравнении с другим. Поэтому необходимо как можно более точно знать аэродинамические коэффициенты $c_{x,cb}, c_{y,cb}, c_{z,cb}, m_{x,cb}, m_{y,cb}, m_{z,cb}$ для того чтобы в процессе работы системы

управления самолетом правильно оценивать текущие значения проекций сил R_x , R_y , R_z и моментов M_x , M_y , M_z , действующих на самолет и входящих в обобщенную силу нелинейных элементов динамики.

В работе [1] показано, что 15% – ошибка в определении аэродинамических коэффициентов приводит к качественным ошибкам при планировании траекторий перемещения летательных аппаратов.

2. Определение аэродинамических коэффициентов мини-самолета Як-54 средствами вычислительной аэродинамики. С помощью программы **FineHexa** (фирма NUMECA International) было выполнено исследование аэродинамики самолета Як-54 (рис. 1), 3D модель которого была создана в программе SolidWorks после обработки результатов трехмерного сканирования, без учета влияния рулей управления.

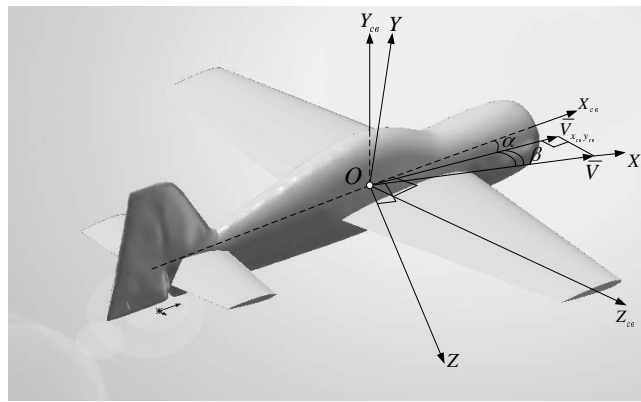


Рис. 1. 3D модель мини-самолета Як-54. Соотношение между связанной и потоковой системами координат

В том числе были получены зависимости аэродинамических коэффициентов в потоковой системе координат $OXYZ$:

$$\begin{aligned} c_x &= R_x / qS, \quad c_y = R_y / qS, \quad c_z = R_z / qS, \\ m_x &= M_x / qSl, \quad m_y = M_y / qSl, \quad m_z = M_z / qSl \end{aligned} \quad (4)$$

от углов атаки α и скольжения β при нескольких значениях скорости (см. рис. 1).

В формулах (4) R_x , R_y , R_z и M_x , M_y , M_z – проекции аэродинамических силы и момента, действующих на самолет, на оси потоковой системы координат, $q = \rho V^2 / 2$, ρ – плотность воздуха, V – скорость центра масс самолета, S – площадь крыльев, l – длина самолета,

Переход от коэффициентов в потоковой системе $c_x, c_y, c_z, m_x, m_y, m_z$ к $c_{x,cb}, c_{y,cb}, c_{z,cb}, m_{x,cb}, m_{y,cb}, m_{z,cb}$ в связанной производится по известным формулам [2].

Коэффициент лобового сопротивления c_x при фиксированном угле скольжения $\beta = \beta_0$ монотонно растет с ростом $|\alpha|$. Аналогично с ростом $|\beta|$ при

фиксированном $\alpha = \alpha_0$ c_x также меняется монотонно. Зависимости $c_x = c_x(\alpha = \alpha_0; \beta)$ и $c_x = c_x(\alpha; \beta = \beta_0)$ близки к параболическим (рис. 2, 3).

Это связано с увеличением индуктивного сопротивления. Коэффициент лобового сопротивления продолжает увеличиваться и на критических углах атаки, когда подъемная сила уже отсутствует. В этот момент растет профильное сопротивление, так как на крыле происходит срыв потока, сопровождающийся большим вихреобразованием.

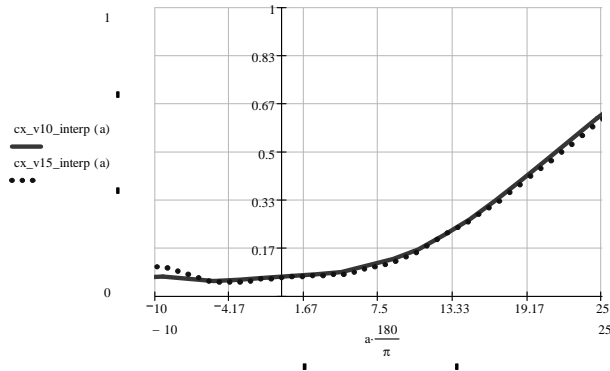


Рис. 2. Зависимости $c_x(\alpha)$ для двух скоростей: $v=10$ и 15 м/с

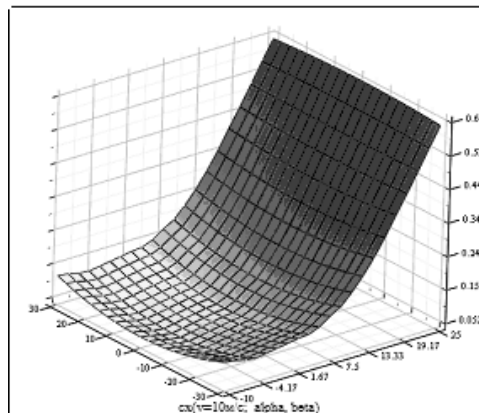


Рис. 3. Зависимости c_x от α и β для скорости: $v=10$ м/с

Зависимость коэффициента аэродинамической подъемной силы от малых углов атаки практически линейна (рис. 4). Такая зависимость сохраняется вплоть до допустимого угла атаки $\alpha_{дон} \approx 11,5^\circ$, где зависимость приобретает нелинейный вид: график входит в насыщение. Начиная с угла $\alpha \approx 13,3^\circ$ c_y снова растет; в точке $\alpha_{кр} \approx 18,2^\circ$ достигает максимума. При дальнейшем росте α c_y монотонно уменьшается.

Подобная зависимость $c_y(\alpha)$ объясняется тем, что при малых углах атаки при рассмотренных скоростях в целом не происходит срыва потока; при дальнейшем увеличении угла атаки на крыле происходят местные срывы потока, замедляется темп роста подъемной силы, в этот момент самолет находится в пограничном состоянии устойчивости. Далее происходит насыщение. При дальнейшем росте α и достижении критического угла атаки самолет уже не может справиться с набегающим потоком, т.е. преобразовывать скоростной напор в подъемную силу. Коэффициент подъемной силы резко уменьшается и происходит срыв потока с крыла самолета [2, 3].

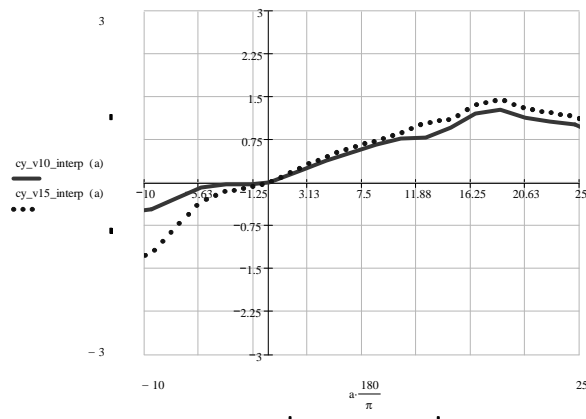


Рис. 4. Зависимость $c_y(\alpha)$ для двух скоростей: $v=10$ и 15 м/с

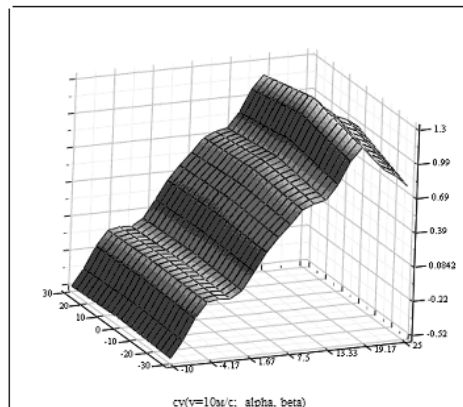


Рис. 5. Зависимости c_y от α и β для скорости: $v=10$ м/с

3. Рассмотрим функциональные зависимости коэффициентов боковой силы C_z , моментов крена m_x и рыскания m_y от β . При конечных значениях угла скольжения обтекание самолета набегающим воздушным потоком будет несимметричным. Возникающая при этом неравномерность распределения аэродинамических нагрузок в первую очередь по крыльям приводит к тому, что ве-

личины C_z , m_x и m_y с ростом β вначале растут по модулю линейно [3], для нашего случая – вплоть до $\beta \approx 5,5^\circ$; Далее зависимость их от β близка к параболической.

На рис. 6–8 приведены графики зависимости C_z , m_x и m_y от угла скольжения для двух значений скоростей $v=10$ и 15 м/с.

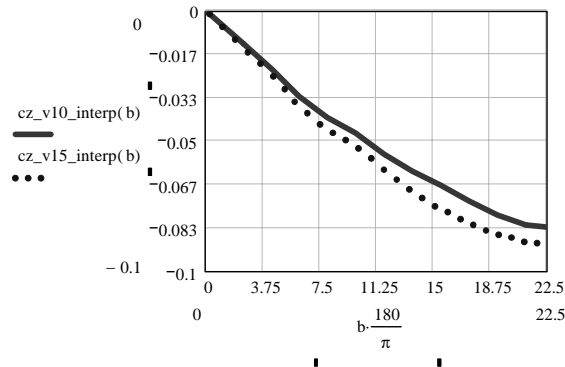


Рис. 6. Зависимости $c_z(\beta)$ при $v=10$ и 15 м/с

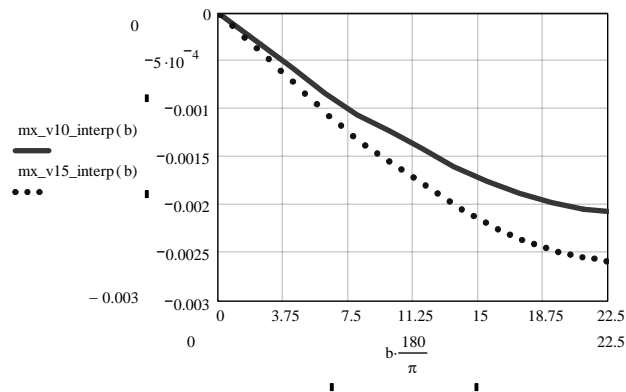


Рис. 7. Зависимости $m_x(\beta)$ при $v=10$ и 15 м/с

4. Коэффициент аэродинамического момента тангажа возникает вследствие смещения центра давления относительно центра масс летательного аппарата. При этом положение самолета может быть для одних углов атаки устойчивым, а для других – неустойчивым [2].

Из рис. 9 видно, что при углах атаки, лежащих в диапазоне $\alpha \in [-10^\circ, 12^\circ]$, наблюдается устойчивое равновесие по углу атаки, т.е. при возникновении малых возмущений, приводящих к изменению угла атаки не более чем на $\Delta\alpha \approx \pm 5^\circ$, возникающий при этом момент тангажа будет стремиться вернуть угол атаки в исходное положение.

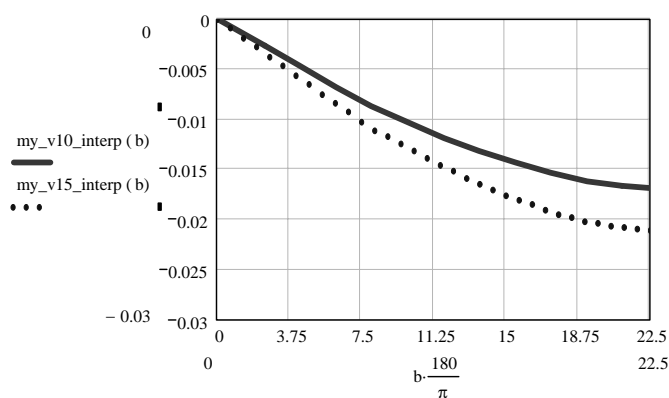


Рис. 8. Зависимости $m_y(\beta)$ при $v=10$ и 15 м/с

При углах атаки $\alpha \in [17^\circ, 25^\circ]$ равновесие – неустойчивое, так как при этом $dm_z / d\alpha > 0$.

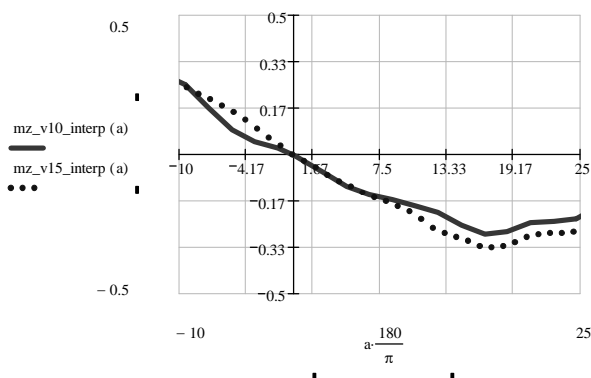


Рис. 9. Зависимости $m_z(\alpha)$ для двух скоростей: $v=10$ и 15 м/с

Признаком достижения критических углов атаки часто является появление тряски и вибрации, возникающих при появлении зон срыва потока на крыле [3]. При достижении критического угла атаки точка отрыва потока смещается вдоль верхней поверхности крыла к передней кромке, может возникнуть покачивание с крыла на крыло. Подъёмная сила вследствие этого резко падает, и, если не предпринимать никаких действий, возникает сваливание, с большой вероятностью переходящее в штопор.

Использованный программный комплекс позволяет получать распределения давления, температуры, плотности, компонентов скоростей потока жидкости и т.п. на различных поверхностях области обтекания, в том числе и на поверхности самого аппарата. На рис. 11 показано распределение статического давления на поверхности самолета при нулевых углах атаки и скольжения для скорости $v=15$ м/с.

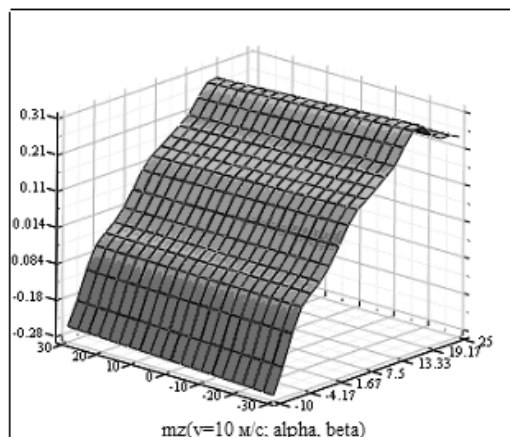


Рис. 10. Зависимость m_z от α и β для скорости $v=10$ м/с

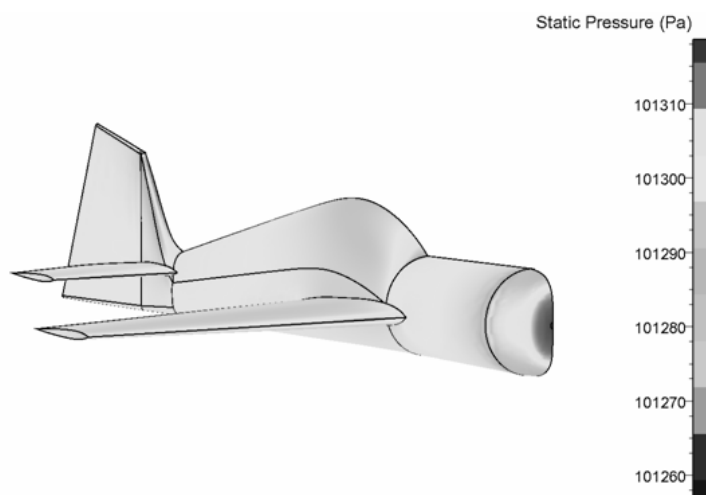


Рис. 11. Распределение давления по поверхности самолета при нулевых углах атаки и скольжения и скорости $v=15$ м/с

Итак, полученные численно зависимости аэродинамических коэффициентов от углов атаки и скольжения и сделанные по этим результатам качественные и количественные выводы могут быть использованы непосредственно для синтеза точной математической модели мини-самолета Як-54.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Психопов В.Х. Позиционно-траекторное управление подвижными объектами. – Таганрог: Изд-во: ТТИ ЮФУ, 2009. – 183 с.
2. Краснов Н.Ф. Аэродинамика. Ч. 1. Основы теории. Аэродинамика профиля и крыла. Учебник для вузов. – М.: Высшая школа, 1976. – 384 с.
3. Аронин Г.С. Практическая аэродинамика: Учебник для летного состава. – М.: Воениздат, 1962. – 384 с.

Костюков Владимир Александрович

Технологический институт федерального государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Южный федеральный университет» в г. Таганроге.

E-mail: salouma1@mail.ru.

Тел.: 88634371689.

347928, г. Таганрог, пер. Некрасовский, 44.

Феклистов Игорь Олегович

Kostukov Vladimir Aleksandrovich

Taganrog Institute of Technology – Federal State-Owned Educational Establishment of Higher Vocational Education “Southern Federal University”.

E-mail: salouma1@mail.ru.

44, Nekrasovskiy, Taganrog, 347928, Russia.

Phone: 88634371689.

Feklistov Igor Olegovich

УДК 621.395

А.М. Недужко

ОСОБЕННОСТИ УНИФИЦИРОВАННОЙ МОДЕЛИ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СЕТИ ПЕРЕДАЧИ ДИСКРЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Рассматриваются принципы моделирования распределенных сетей передачи дискретной информации энергопредприятий. Приведена алгоритмическая модель сети и структура устройств коммутации. Определены функции переходов и выходов модели.

Передача информации.

A.M. Neduzhko

We consider the principles of modeling distributed networks of digital data transmission utilities. Shows the algorithmic model of the network structure and switching devices. Functions of perehodoi and outputs of the model.

Communication; simulation modeling.

Унифицированная модель распределенной сети передачи дискретной информации (РСПДИ) является согласующим звеном моделей:

- ◆ исследования распределения потоков сообщений в сети;
- ◆ исследования функционирования узлов коммутации;
- ◆ исследования каналов связи;
- ◆ исследования надежности и живучести сети с применением разных математических схем – дифференциальные уравнения, стохастические модели, автоматные модели, нечеткие ситуационные модели, модели в виде нечеткого логического вывода и прочее.

В унифицированной абстрактной схеме введено понятие пространства B параметров агрегативной модели РСПДИ с элементами $\beta=(\beta_1,\dots,\beta_p)\in B\subseteq Z$, где Z – множество состояний распределенной сети, а $\beta=(\beta_1,\dots,\beta_p)$ – вектор конструктивных параметров.

Определение векторов конструктивных параметров и множества состояний Z унифицированной модели РСПДИ является одной из основных задач при состав-