ТРУДЫ
МОСКОВСКОГО ИНСТИТУТА
ЭЛЕКТРОМЕХАНИКИ И АВТОМАТИКИ (МИЭА)

Основаны в 2010 году

Выпуск 8

НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Под общей редакцией доктора технических наук А. Г. Кузнецова

Москва
2014

УДК 621.391.14

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ χ^2-КРИТЕРИЯ В АДАПТИВНОМ «СИГМА-ПОЙНТ» КАЛМАНОВСКОМ ФИЛЬТРЕ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

***О. А. БАБИЧ**, д. т. н., профессор,*
ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»
***С. Н. ФЕСЕНКО,** к. т. н., доцент,*
ООО «Модернизация Авиационных Комплексов»

В статье предложен новый способ контроля и адаптации для нелинейного калмановского фильтра типа «сигма-пойнт», основанный на использовании статистического χ2-критерия, с помощью которого предлагается осуществлять пошаговую проверку согласованности текущих и прошедших измерений, а также проводить динамическую настройку параметров фильтра.

Работа фильтра предложенного типа исследована для случая его применения в нелинейном алгоритме инерциально-спутниковой навигационной системы, когда алгоритмическим путем осуществляется компенсация погрешностей БИНС, вызванных дрейфами масштабных коэффициентов и перекосами осей инерциальных датчиков.

***Ключевые слова:** акселерометр, гироскоп, бесплатформенная инерциальная навигационная система БИНС, навигационный алгоритм БИНС, фильтр Калмана, «сигма-пойнт» метод нелинейных преобразований*

USING χ^2-CRITERION IN ADAPTIVE SIGMA-POINT KALMAN FILTER FOR SINS/GPS INTEGRATED NAVIGATION SYSTEM

***O. A. BABICH,** Dr. Sc. in Engineering, professor*
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' JSC
***S. N. FESENKO**, PhD in Engineering, docent*
'Modernization Aviation Komplex' LLC

In this article, we offer the new method of control and adaptation for the nonlinear sigma-point Kalman filter. This method uses the statistical χ^2-criterion to monitor the correspondence of the current and previous measurements and simultaneously to adjust the filter parameters.

The performance of the offered filter was studied in the nonlinear algorithm of SINS/GPS navigation system. This algorithm must value and compensate errors, which are generated by drift of scale coefficients and nonperpendicularity of sensor axes.

***Keywords:** accelerometer, gyro, strapdown INS, navigation algorithm of SINS, sigma-point Kalman filter*

Введение

Сложный и вычислительно затратный фильтр Калмана в форме «сигма-пойнт» [1, 2, 4] применяется в случаях существенной нелинейности исходных стохастических моделей. Применение этого метода фильтрации в алгоритме интегрированной системы БИНС/СРНС вызывается существенной нелинейностью в расширенной стохастической модели БИНС, появляющейся при учете в ней погрешностей от дрейфов масштабных коэффициентов и перекосов осей чувствительности акселерометров и гироскопов. Следует отметить, что в процессе функционирования в силу температурных деформаций как масштабные коэффициенты, так и углы перекосов изменяют свои величины, что приводит к трудностям учета этого явления на практике.

Существуют подходы, когда частичная компенсация погрешностей, вызванных дрейфом и перекосами, осуществляется по данным о текущей температуре в различных точках инерциального блока [5, 6]. Такие подходы являются автономными в том смысле, что они не используют информацию от других навигационных датчиков.

Здесь исследуется другой подход, когда за счет совместной обработки информации от БИНС и СРНС производится статистическое оценивание текущих значений масштабных коэффициентов и углов перекосов инерциальных датчиков с последующей алгоритмической компенсацией погрешностей, которые они вызывают.

Таким образом, практическая направленность предлагаемой работы состоит в повышении точности и устойчивости работы системы БИНС/СРНС при постоянной или периодической ее коррекции от сигналов СРНС.

Теоретическая направленность предлагаемой работы – использование χ^2-критерия для адаптации и контроля нелинейного калмановского фильтра типа «сигма-пойнт» – будет сформулирована и пояснена ниже.

1. Адаптивный «сигма-пойнт» калмановский фильтр с контролем и настройкой по χ^2-критерию

В данном параграфе рассматривается [1, 2, 4] классический «сигма-пойнт» калмановский фильтр для нелинейной стохастической системы

$$\begin{aligned} x_k &= f_k\left(x_{k-1}, u_k\right) + w_k, \quad & Ew_k w_k^T &= Q_k, \\ y_k &= h_k\left(x_k\right) + v_k, & Ev_k v_k^T &= R_k, \end{aligned} \tag{1.1}$$

дополненный предлагаемыми новыми методами контроля и адаптации. Контроль и адаптацию предполагается осуществлять с помощью [3, стр. 47] χ^2-критерия, оценивающего соответствие потока измерений y_k в (1.1) текущим параметрам фильтра Калмана.

В (1.1) принимается, что векторы x_k, w_k имеют размерность n, а векторы y_k, v_k имеют размерность m. Векторы w_k, v_k являются дискретными гауссовскими «белыми шумами» с параметрами $N(0, Q_k)$, $N(0, R_k)$, u_k – детерминированный входной сигнал.

Предлагаемый адаптивный «сигма-пойнт» фильтр имеет приводимый ниже вид.

А) Начальные условия и выбор весовых коэффициентов производятся в соответствии с соотношениями (1.2)

$$\begin{gathered} \bar{x}_0 = E\left[x_0\right], \quad P_0 = E\left[\left(x_0 - \bar{x}_0\right)\left(x_0 - \bar{x}_0\right)^T\right]. \\ W_0^{(m)} = 1 - \frac{n}{\alpha^2(n+\kappa)}, \quad W_0^{(c)} = 1 - \frac{n}{\alpha^2(n+\kappa)} + \left(1 - \alpha^2 + \beta\right), \\ W_i^{(m)} = W_i^{(c)} = \frac{1}{2\alpha^2(n+\kappa)}, \quad i = 1, \ldots, 2n. \end{gathered} \tag{1.2}$$

Параметры фильтрации α, β, κ, входящие в весовые коэффициенты (1.2), имеют вид:

α ($10^{-4} \le \alpha \le 1$), $\beta = 2$ для гауссовских процессов, $\kappa = 2$, либо $\kappa = 3 - n$.

Величины их выбираются исследователем в процессе разработки. Основная настройка и адаптация фильтра осуществляются за счет выбора начального значения величины α и изменения ее в процессе функционирования.

Б) Выбор «сигма-пойнт» точек и расчет их распространения на шаг вперед.

«Сигма-пойнт» точки $\chi_{i,k-1}$ выбираются на $k-1$ шаге по данным о математическом ожидании $\bar{x}_{k-1}$ и ковариационной матрице P_{k-1}, известными от предыдущего шага, в соответствии с формулами:

$$\chi_{0,k-1} = \bar{x}_{k-1}, \quad \chi_{i,k-1} = \bar{x}_{k-1} \pm \alpha\left(\sqrt{(n+\kappa)P_{k-1}}\right)_i, \; i = 1, \ldots, n. \tag{1.3}$$

В соотношениях (1.3) $\left(\sqrt{A}\right)_i$ обозначает i-ый столбец треугольной матрицы, являющейся корнем (Cholesky decomposition)

$$\left(\sqrt{A}\right)\times\left(\sqrt{A}\right)^T = A, \quad \sqrt{A} = \begin{pmatrix} \alpha_{11} & 0 & 0 \\ \alpha_{21} & \alpha_{22} & 0 \\ \dots & \dots & \dots \end{pmatrix},$$
$$\left(\sqrt{A}\right)_{i=1} = \begin{pmatrix} \alpha_{11} \\ \alpha_{21} \\ \dots \end{pmatrix}, \quad \left(\sqrt{A}\right)_{i=2} = \begin{pmatrix} 0 \\ \alpha_{22} \\ \dots \end{pmatrix} \tag{1.4}$$

для симметричной положительно определенной матрицы A.

Далее имеем

$$\begin{aligned}
&\chi_{i,k}^- = f_k\left(\chi_{i,k-1}, u_k\right), \\
&\hat{x}_k^- = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(m)} \chi_{i,k}^-, \quad P_{k,xx}^- = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} \left(\chi_{i,k}^- - \hat{x}_k^-\right)\left(\chi_{i,k}^- - \hat{x}_k^-\right)^T + Q_k, \\
&Y_{i,k}^- = h_k\left(\chi_{i,k}^-\right), \\
&\hat{y}_k^- = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(m)} Y_{i,k}^-, \quad P_{k,yy}^- = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} \left(Y_{i,k}^- - \hat{y}_k^-\right)\left(Y_{i,k}^- - \hat{y}_k^-\right)^T + R_k, \\
&P_{k,xy}^- = \sum_{i=0}^{2n} W_i^{(c)} \left(\chi_{i,k}^- - \hat{x}_k^-\right)\left(Y_{i,k}^- - \hat{y}_k^-\right)^T.
\end{aligned} \tag{1.5}$$

В) Контроль μ_k и адаптивное управление фильтрацией.

По формуле (1.6) вычисляется одномерная величина μ_k. Доказано [3, стр. 47], что эта величина распределена по закону χ^2 с m степенями свободы при условии выполнения гипотезы о соответствии измерения y_k принятым стохастическим моделям

$$\mu_k = \left(y_k - \hat{y}_k^-\right)^T \left(P_{k,yy}^-\right)^{-1} \left(y_k - \hat{y}_k^-\right), \quad \mu_k \in \chi_m^2. \tag{1.6}$$

Если заранее выбрать левую a и правую b границы для стандартного распределения $\chi_m^2(x)$: $P\left[a < \chi_m^2 < b\right] = 1 - \alpha$, где α = 0,01, ..., 0,0001, то событию

$$\mu_k \in [a, b] \tag{1.7}$$

будет соответствовать согласованное состояние между последним произведенным измерением y_k и текущим состоянием фильтра.

В этом случае калмановская коррекция должна быть разрешена, а о состоянии датчиков естественно предположить, что они исправны. В противном случае, когда $\mu_k \notin [a, b]$, коррекцию по последнему изме-

рению производить нельзя и нужно дождаться последующих измерений y_{k+l}, удовлетворяющих условию согласованности (1.6, 1.7), или при длительной разладке сигнализировать об отказе.

Кроме того, по величине μ_k (или по совокупности последних значений $\mu_k, \mu_{k-l}, ..., \mu_{k-l}$ во временном окне) рекомендуется проводить адаптивную настройку фильтра по параметру $\alpha_{k+l} = \psi(\mu_k)$. В каждом конкретном случае вид функции $\psi(\mu)$ является предметом исследования, однако можно сказать, что она носит монотонно возрастающий характер.

Г) Разрешение на фильтрацию, произведение разрешенной фильтрации и расчет матрицы ковариации $P_{k,xx}$ для следующего шага

$$\begin{aligned} K_k &= \begin{cases} 0, \text{ если } \mu_k \notin [a,b] \\ P^-_{k,xy}\left(P^-_{k,yy}\right)^{-1}, \text{ если } \mu_k \in [a,b] \end{cases} \\ \hat{x}_k &= x^-_k + K_{\mathrm{k}}\left(y_{\mathrm{k}} - \hat{y}^-_{\mathrm{k}}\right), \\ P_{k,xx} &= P^-_{k,xx} - K_k P_{k,yy} K_k^T. \end{aligned} \tag{1.8}$$

Заметим, что вычисления по схеме (1.5, 1.6, 1.7, 1.8) не разрешают производить коррекцию по «сбойным» измерениям y_k. В случае СРНС «сбойные» измерения могут возникать на короткое время из-за переотражений сигнала, многолучевости или радиопомех. Соотношения (1.6 - 1.8) позволяют дождаться «хороших» сигналов коррекции, или при длительном выполнении условия $\mu_k \notin [a,b]$ начать поиск неисправности.

2. Стохастические модели инерциальных датчиков

Стохастическая модель блока скоростных гироскопов принимается в виде [2]:

$$\begin{aligned} &\bar{\omega}^*(t) = \left(I_{3\times3} + K_g\right)\bar{\omega}(t) + \bar{b}_g(t) + \bar{\eta}_{gv}(t),\ E\bar{\eta}_{gv}(t)\bar{\eta}^T_{gv}(t+\tau) = q^2_{gv}\delta(\tau)I_{3\times3}, \\ &\dot{\bar{b}}_g(t) = \bar{\eta}_{gu}(t),\ \bar{b}_g(t_0) = \bar{d}_g \in N\left(0, \sigma^2_{gd} \times I_{3\times3}\right), E\bar{\eta}_{gu}(t)\eta^T_{gu}(t+\tau) = q^2_{gu}\delta(\tau)I_{3\times3}, \\ &K_g = \begin{bmatrix} k^g_{xx} & \alpha^g_{xy} & \alpha^g_{xz} \\ \alpha^g_{yx} & k^g_{yy} & \alpha^g_{yz} \\ \alpha^g_{zx} & \alpha^g_{zy} & k^g_{zz} \end{bmatrix}, \quad \dot{K}_g(t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \eta^g_{xx} & \eta^g_{xy} & \eta^g_{xz} \\ \eta^g_{yx} & \eta^g_{yy} & \eta^g_{yz} \\ \eta^g_{zx} & \eta^g_{zy} & \eta^g_{zz} \end{bmatrix}, \end{aligned} \tag{2.1}$$

где

А) $\delta(\tau)$ – дельта-функция,

Б) $<\eta(t)>$ – совокупность «белых шумов» с соответствующими интенсивностями $<q^2>$,

В) K_g – матрица погрешностей масштабных коэффициентов $\bar{k}^g = \left[k_{xx}^g, k_{yy}^g, k_{zz}^g\right]^T$ и углов перекосов осей чувствительности $\bar{\alpha}^g = \left[\alpha_{xy}^g, \ldots \alpha_{zy}^g\right]^T$.

Матрица K_g имеет 9 элементов, каждый из которых рассматривается как независимый случайный процесс вида

$$\dot{\xi}(t) = \eta_\xi(t), \quad \xi(t) = \xi(t_0) + \int_{t_0}^{t} \eta_\xi(\tau)d\tau, \quad \sigma_\xi^2(t) = \sigma_{\xi 0}^2 + q_\xi^2 \times (t - t_0),$$
$$E\eta_\xi(t)\eta_\xi(t+\tau) = q_\xi^2\delta(\tau), \quad \sigma_{\xi k+1}^2 = \sigma_{\xi k}^2 + q_\xi^2\Delta t, \quad \xi_{k+1} = \xi_k + q_\xi \Delta t^{1/2} \times N_\xi. \tag{2.2}$$

Г) Случайный процесс $\bar{b}_g(t)$ в (2.1) одновременно описывает коррелированную составляющую ошибки скоростного гироскопа (correlated noise) и случайную постоянную составляющую от запуска к запуску (bias repeatability) – $\bar{d}_g$.

Д) Величины q_{gv} и q_{gu} в (2.1) могут быть выражены [3, 8] через параметры $\sigma^2[рад^2/c^2]$, $\alpha[c^{-1}]$ «допредельных» Гаусс-Марковских процессов

$$q_{gv} = \sqrt{2\sigma_{gv}^2\alpha_{gv}^{-1}}\left[\text{рад/с}^{1/2}\right], \quad q_{gu} = \sqrt{2\sigma_{gu}^2\alpha_{gu}}\left[\text{рад/с}^{3/2}\right]. \tag{2.3}$$

Е) Дискретное представление для непрерывного скалярного случайного процесса $\zeta(t)$, входящего в виде составной части в (2.1), имеет вид

$$\zeta(t) = b(t) + \eta_v(t),$$
$$\dot{b}(t) = \eta_u(t) \tag{2.4}$$

$$\zeta_{k+1} = \frac{1}{2}\left(b_{k+1} + b_k\right) + \left[\frac{q_v^2}{\Delta t} + \frac{q_u^2\Delta t}{12}\right]^{1/2} \times N_v$$
$$b_{k+1} = b_k + q_u\Delta t \times N_u. \tag{2.5}$$

Доказательство представления (2.5) следует из соотношений:

$$\zeta(t_0 + \Delta t) = \frac{1}{\Delta t}\int_{t_0}^{t_0+\Delta t}\left[b(t) + \eta_v(t)\right]dt = b(t_0) + \frac{1}{\Delta t}x_1(t + \Delta t),$$
$$b_{k+1} = b(t_0 + \Delta t) = b(t_0) + \int_{t_0}^{t}\eta_u(\tau)d\tau = b_k + q_u\Delta t \times N_u,$$
$$q_u\Delta t \times N_u = b_{k+1} - b_k, \tag{2.6}$$

$$x_1(t) = \int_{t_0}^{t}\int_{t_0}^{t_1}\eta_u(\tau)d\tau dt_1 + \int_{t_0}^{t}\eta_v(\tau)d\tau, \qquad x_2(t) = \int_{t_0}^{t}\eta_u(\tau)d\tau.$$
$$\begin{cases}\dot{x}_1(t) = 0 \times x_1 + 1 \times x_2 + \eta_v(t),\\ \dot{x}_2(t) = 0 \times x_1 + 0 \times x_2 + \eta_u(t).\end{cases} \quad A = \begin{bmatrix}0 & 1\\ 0 & 0\end{bmatrix}, \quad Q^2 = \begin{bmatrix}q_v^2 & 0\\ 0 & q_u^2\end{bmatrix}. \tag{2.6}$$

$$\dot{P}(t) = AP + PA^T + Q^2, \quad P(t_0) = 0.$$

Последнее матричное дифференциальное уравнение имеет аналитическое решение

$$p_{22} = q_u^2 \Delta t, \quad p_{12} = p_{21} = q_u^2 \frac{\Delta t^2}{2}, \quad p_{11} = q_u^2 \frac{\Delta t^3}{3} + q_v^2 \Delta t. \tag{2.8}$$

Далее имеем

$$\begin{aligned} &E\left[\frac{1}{\Delta t} x_1\left(t_0 + \Delta t\right) \times x_2\left(t_0 + \Delta t\right)\right] = \frac{1}{\Delta t} p_{21} = q_u^2 \frac{\Delta t}{2}, \\ &E\left[\frac{1}{\Delta t} x_1\left(t_0 + \Delta t\right)\right]^2 = \frac{1}{\Delta t^2} p_{11} = q_u^2 \frac{\Delta t}{3} + q_v^2 \Delta t^{-1}. \end{aligned} \tag{2.9}$$

В таком случае величина $\xi(t_0 + \Delta t)$ может быть представлена в виде

$$\zeta\left(t_0 + \Delta t\right) = b\left(t_0\right) + \frac{1}{2} q_u \Delta t^{1/2} \times N_u + cN_v, \tag{2.10}$$

где c — постоянная, которая должна удовлетворять соотношениям

$$\frac{1}{4} q_u^2 \Delta t + c^2 = q_u^2 \frac{\Delta t}{3} + q_v^2 \Delta t^{-1}, \quad c^2 = \frac{1}{12} q_u^2 \Delta t + q_v^2 \Delta t^{-1}. \tag{2.11}$$

Соотношения (2.6) - (2.11) доказывают (2.5).

Стохастическая модель блока акселерометров (1.12) по форме и содержанию совпадает с моделями (2.1) и (2.5) при замене индекса g(gyro) на индекс a(accelerometer)

$$\begin{aligned} &\bar{a}^*\left(t\right) = \left(I_{3\times3} + K_a\right)\bar{a}\left(t\right) + \bar{b}_a\left(t\right) + \bar{\eta}_{av}\left(t\right), \\ &E\bar{\eta}_{av}\left(t\right)\bar{\eta}_{av}^T\left(t + \tau\right) = q_{av}^2 \delta\left(\tau\right) \times I_{3\times3}, \\ &\dot{\bar{b}}_a\left(t\right) = \bar{\eta}_{au}\left(t\right), \\ &\bar{b}_a\left(t_0\right) = \bar{d}_a \in N\left(0, \sigma_{ad}^2 \times I_{3\times3}\right), \\ &E\bar{\eta}_{au}\left(t\right)\bar{\eta}_{au}^T\left(t + \tau\right) = q_{au}^2 \delta\left(\tau\right) \times I_{3\times3}. \end{aligned} \tag{2.12}$$

3. Схема параллельных навигационных вычислений БИНС на шаге «сигма-пойнт» коррекции

Вычислительные системы всех (!) бесплатформенных ИНС решают одну и ту же исходную систему [7, 8] непрерывных дифференциальных уравнений, преобразующих входные сигналы акселерометров и гироскопов в выходные сигналы в виде углов пространственного положения, вектора линейной скорости и географических координат. Численные методы решения этой системы разнятся от образца к образцу. Для промежуточных вычислений используются различные методы интегрирования, по-разному проводятся операции по компенсации таких вычислительных проблем, как конинг, скаллинг и скроллинг. Однако, с точки зрения исходной системы уравнений [7] все алгоритмы БИНС между собой совпадают (с точностью до вычислительной их реализации). Это обстоятельство, как мы увидим далее, позволяет реализовать «сигма-пойнт» методы фильтрации для конкретных БИНС, используя практически без изменения существующий для данной БИНС навигационный алгоритм и только «распараллеливая» его в несколько раз (в рассматриваемом случае, в 69 раз). Таким образом, технологические трудности изготовления блока чувствительных элементов частично переносятся на трудности реализации вычислителя с высокой производительностью.

Заметим, что используемые далее системы координат и связанные с ними углы представлены на рис. 1. На этом рисунке направления осей и буквенные обозначения выбраны традиционным для отечественной авиационной и геодезической литературы образом. Кроме того, по традиции курсовые углы и азимуты отсчитываются по часовой стрелке в горизонтальной плоскости от направления на север.

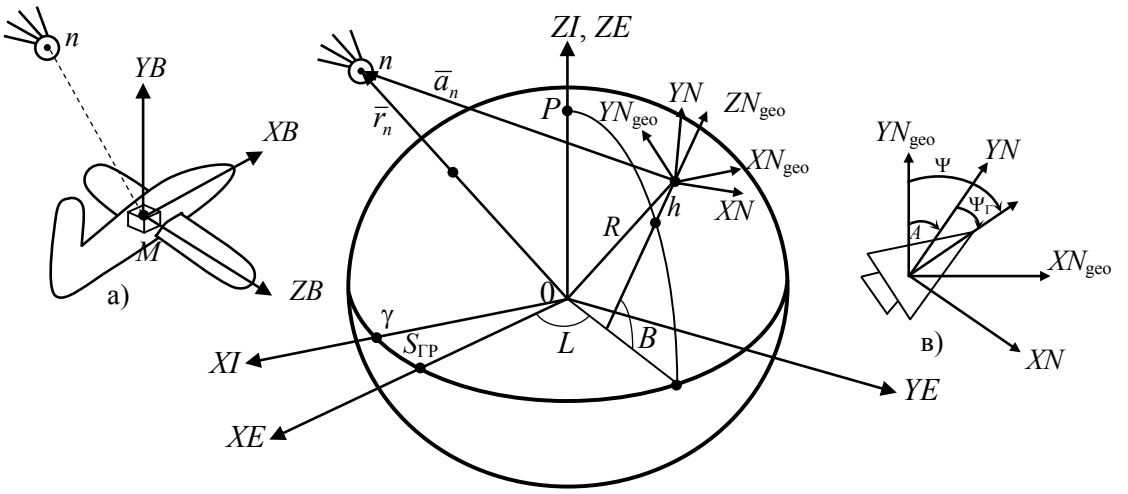


Рис. 1. Навигационные трехгранники и отсчеты углов

Прежде чем перейти к точной формулировке «сигма-пойнт» алгоритма для интегрированной БИНС/СРНС – системы перечислим сначала координаты вектора состояний x в (1.1) для этой системы.

К ним относятся:

А) Три угла [3, 7, 8] пространственной ориентации самолета: ψ_g – гироскопический курс, ϑ – угол тангажа, γ – угол крена. По этим трем углам может быть точно вычислена матрица ориентации C_B^N

$$C_B^N = \begin{pmatrix} \cos\vartheta\sin\psi_g & \sin\gamma\cos\psi_g - \sin\psi_g\cos\gamma\sin\vartheta & \cos\gamma\cos\psi_g + \sin\psi_g\sin\gamma\sin\vartheta \\ \cos\vartheta\cos\psi_g & -\sin\gamma\sin\psi_g - \cos\gamma\sin\vartheta\cos\psi_g & -\sin\psi_g\cos\gamma + \cos\psi_g\sin\gamma\sin\vartheta \\ \sin\vartheta & \cos\gamma\cos\vartheta & -\sin\gamma\cos\vartheta \end{pmatrix}. \quad (3.1)$$

Если известна матрица C_B^N, то указанные углы могут быть вычислены по формулам:

$$\psi_g = \operatorname{arctg}\frac{c_{11}(BN)}{c_{21}(BN)}[0, 2\pi], \quad \vartheta = \operatorname{arctg}\frac{c_{31}(BN)}{\sqrt{c_{32}^2(BN) + c_{33}^2(BN)}}[-\pi/2, \pi/2],$$
$$\gamma = \operatorname{arctg}\frac{-c_{33}(BN)}{c_{32}(BN)}[-\pi, \pi]. \quad (3.2)$$

Заметим, что на основании (3.1, 3.2) возможны взаимные пересчеты

$$C_B^N \Leftrightarrow (\psi_g, \vartheta, \gamma). \quad (3.3)$$

Б) Три составляющих вектора скорости $\bar{V}^N = (V_{XN}, V_{YN}, V_{ZN})^T$, заданные в навигационном трехграннике N (рис.1) или в географическом трехграннике

$$\bar{V}^{Ngeo} = (V_{XNgeo}, V_{YNgeo}, V_{ZNgeo}). \quad (3.4)$$

Учитывая, что

$$V_{XNgeo} = V_{East}, \quad V_{YNgeo} = V_{North}, \quad V_{ZNgeo} = V_{Up}, \quad (3.5)$$

за выходные координаты по скорости следует считать их представления в виде (3.5), так как именно в таком виде они используются в навигации и в таком виде их удобно сравнивать с соответствующими показаниями СРНС.

В) Три навигационных параметра: A – азимут «аналитической платформы», B – геодезическая широта точки M, L – геодезическая долгота точки M и геодезическая высота h (рис.1). С углами A, B, L однозначно связана [3, 7, 8] матрица направляющих косинусов C_N^E в прямую и обратную стороны

$$C_B^N \Leftrightarrow [A, B, L], \quad (3.6)$$

$$C_N^E = \begin{pmatrix} -\sin L\cos A + \sin B\cos L\sin A & -\sin L\sin A - \sin B\cos L\cos A & \cos L\cos B \\ \cos L\cos A + \sin B\sin L\sin A & \cos L\sin A - \sin B\sin L\cos A & \sin L\cos B \\ -\cos B\sin A & \cos B\cos A & \sin B \end{pmatrix}, \quad (3.7)$$

$$B = \operatorname{arctg}\frac{c_{33}(NE)}{\sqrt{c_{31}^2(NE) + c_{32}^2(NE)}}[-\pi/2, \pi/2],$$

$$L = \operatorname{arctg}\frac{c_{23}(NE)}{c_{13}(NE)}[-\pi, \pi], \qquad A = \operatorname{arctg}\frac{-c_{31}(NE)}{c_{32}(NE)}[0, 2\pi].$$

$$V_{XNgeo} = V_{XN}\cos A + V_{YN}\sin A, \quad V_{YNgeo} = -V_{XN}\sin A + V_{EN}\cos A, \quad V_{ZNgeo} = V_{ZN}$$

$$V_{XN} = V_{XNgeo}\cos A - V_{YNgeo}\sin A, \quad V_{YN} = V_{XNgeo}\sin A + V_{YMgeo}\cos A,$$

$$[V_{XNgeo}, V_{YNgeo}, V_{ZNgeo}, A] \Leftrightarrow [V_{XN}, V_{YN}, V_{ZN}, A]. \quad (3.8)$$

Итак, выше перечислены 10 навигационных параметров, которые входят в вектор x (1.1). К ним относятся:

$$\psi_g, \vartheta, \gamma, V_{XN}, V_{YN}, V_{ZN}, A, B, L, h. \quad (3.9)$$

Кроме того, в вектор $\bar{x}$ входят еще 6 фазовых координат в виде элементов векторов $\bar{b}_g$ (2.1) и $\bar{b}_a$ (2.12), а также 18 фазовых координат в виде элементов матриц K_g и K_a. Читатель может самостоятельно расположить эти новые 24 элемента вслед за десятью навигационными параметрами (3.9) в должном порядке, образуя вектор x (1.1), состоящий из $n = 34$ фазовых координат.

Общий вид «сигма-пойнт» алгоритма для БИНС/СРНС интегрированных систем

Задача этого пункта – показать как реализуется система (1.1) пошагового перехода от $x(t_{k-1})$ к $x(t_k)$ в рассматриваемой навигационной системе, состоящей из БИНС и СРНС. Внутри k-ого шага

$$[t_{k-1}, t_k], \qquad (t_k - t_{k-1}) = T = 1....3 \text{ сек}$$

работы фильтра типа «сигма-пойнт» с мелким шагом T_l параллельно (одновременно) решается система обыкновенных дифференциальных уравнений 34 порядка. Эта система решается параллельно для $2n+1 = 69$ видов различных начальных условий, соответствующих исходным $2n+1$ «сигма-пойнт» точкам (1.3). Как видим, вычислитель «сигма-пойнт» БИНС должен быть как минимум в 69 раз более производительным, чем у исходной БИНС.

Рассмотрим подробно вид и решение указанной системы дифференциальных уравнений, основываясь на классической теории [7]

бесплатформенных инерциальных систем. При этом в общей системе, имеющей 34 порядок, в целях ясности изложения сделаем логические деления на уравнения, относящиеся: а) к ориентации, б) к скорости, в) к позиционированию и г) к коррекции коэффициентов и перекосов.

А) Уравнения ориентации (Attitude)

На временном отрезке $t_{k\text{-}1} \le t \le t_k$ с мелким шагом T_l решается подсистема обыкновенных дифференциальных уравнений

$$\begin{gathered}\dot{C}^N_{B,i} = C^N_{B,i}\left(\overline{\omega}^B_{IB,i}\times\right) - \left(\overline{\omega}^N_{IN,i}\times\right)C^N_{B,i}, \quad \overline{\omega}^N_{IN,i} = \overline{\omega}^N_{IE,i} + \overline{\omega}^N_{EN,i},\\ \overline{\omega}^N_{EN,i} = F^N_{C,i}\left(\overline{u}^N_{Up,i}\times\overline{V}^N_i\right) + \rho_{ZN,i}\overline{u}_{ZN,i},\\ \overline{\omega}^B_{IB,i} = \left(I_{3\times3} - K_{g,i}\right)\left(\overline{\omega}^{*B}_{IB} - \overline{b}_{g,i}\right),\\ C^N_{B,i} \Rightarrow [\psi_{g,i}, \vartheta_i, \gamma_i].\end{gathered} \tag{3.10}$$

В (3.10) вертикальный компонент $\rho_{ZN}=0$ является разным для аналитических платформ, по-разному ориентированных в азимуте

$\rho_{ZN} = 0$ – для платформы типа ГПК (Wander Azimuth), (3.11)

$\rho_{ZN} = -\omega^{ZN}_{IE} = -\Omega_E \sin B$ – для свободной в азимуте платформы (Free Azimuth),

$\rho_{ZN} = \dfrac{V_{East}}{G} tgB, \quad G = \dfrac{a}{(1-e^2\sin^2 B)^{1/2}} + h$ – для платформы с курсовой чертой, направленной постоянно на север.

Входными величинами в (3.10) в момент времени $t_{k\text{-}1}$ являются значения трех углов

$$\left[\psi_{g,i}\left(t_{k-1}\right), \vartheta_i\left(t_{k-1}\right), \gamma_i\left(t_{k-1}\right)\right] \Rightarrow C^N_{B,i}\left(t_{k-1}\right), \tag{3.12}$$

по которым по формулам (3.1), (3.12) рассчитывается начальная матрица $C^N_{B,i}(t_{k-1})$, необходимая для решения подсистемы дифференциальных уравнений (3.10).

Выходными величинами в (3.10) в момент t_k являются углы гироскопического курса $\psi_{g,i}$, тангажа ϑ_i и крена γ_i (3.2)

$$C^N_{B,i}\left(t_k\right) \Rightarrow \left[\psi_{g,i}\left(t_k\right), \vartheta_i\left(t_k\right), \gamma_i\left(t_k\right)\right]. \tag{3.13}$$

Уравнения (3.12), (3.10) и (3.13) полностью задают переход (1.1) $x_k = f_k(x_{k\text{-}1}, u_k)$, для первых трех координат вектора x в (1.1), (3.9).

В этом же пункте решим вопрос о матрице $Q^1_{k,3\times3}$ в (1.1) для фазовых координат $(\psi_g, \vartheta, \gamma)^T$, которая порождается «белыми шумами» $\overline{\eta}_{gv}(t)$, $\overline{\eta}_{gu}(t)$ в (2.1).

Известно [3, 7] кинематическое соотношение (3.14)

$$\begin{pmatrix} \dot{\psi}_g \\ \dot{\vartheta} \\ \dot{\gamma} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & -\dfrac{\cos\gamma}{\cos\vartheta} & \dfrac{\sin\gamma}{\cos\vartheta} \\ 0 & \sin\gamma & \cos\gamma \\ 1 & -tg\vartheta\cos\gamma & tg\vartheta\sin\gamma \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \omega_{XB} \\ \omega_{YB} \\ \omega_{ZB} \end{pmatrix} = U \begin{pmatrix} \omega_{XB} \\ \omega_{YB} \\ \omega_{ZB} \end{pmatrix}, \begin{pmatrix} \Delta\psi_g \\ \Delta\vartheta \\ \Delta\gamma \end{pmatrix} \approx U \begin{pmatrix} \int\limits_{tk}^{t} \omega_{XB^{d\tau}} \\ \int\limits_{tk}^{t} \omega_{YB^{d\tau}} \\ \int\limits_{tk}^{t} \omega_{ZB^{d\tau}} \end{pmatrix} \quad (3.14)$$

Из (3.14) и (2.7; 2.8) следует, что

$$Q^1_{k,3\times3} = E\begin{pmatrix} \Delta\psi \\ \Delta\vartheta \\ \Delta\gamma \end{pmatrix}(\Delta\psi, \Delta\vartheta, \Delta\gamma) = \left(q^2_{gv}\Delta t + \frac{q^2_{gu}\Delta t^3}{3}\right)\cos^{-2}\vartheta \begin{pmatrix} 1 & 0 & \sin\vartheta \\ 0 & \cos^2\vartheta & 0 \\ \sin\vartheta & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (3.15)$$

Величина ϑ в (3.15) равна значению ϑ на шаге коррекции $[t_{k-1}, t_k]$. Для маневренного самолета шаг коррекции должен быть достаточно коротким, чтобы считать углы курса, тангажа и крена постоянными в его течение.

Необходимо отметить, что в соответствии с (2.8) будет существовать и ненулевая матрица $Q^{14}_{k,3\times3}$ корреляции

$$Q^{14}_{k,3\times3} = E\begin{pmatrix} \Delta\psi_g \\ \Delta\vartheta \\ \Delta\gamma \end{pmatrix}\begin{pmatrix} b_{gx} & b_{gy} & b_{gz} \end{pmatrix} = UE\begin{pmatrix} \int\limits_{tk}^{t} \omega_{XB^{d\tau}} \\ \int\limits_{tk}^{t} \omega_{YB^{d\tau}} \\ \int\limits_{tk}^{t} \omega_{ZB^{d\tau}} \end{pmatrix}\begin{pmatrix} b_{gx} & b_{gy} & b_{gz} \end{pmatrix}, \quad (3.16)$$

$$Q^{14}_{k,3\times3} = \frac{1}{2} q^2_{gu}\Delta t^2 U_k.$$

Б) Уравнения скорости (Velocity)

$$\begin{aligned} \dot{\bar{V}}^N_i &= C^N_{B,i}\bar{a}^B_{SF,i} + \bar{g}^N(B_i, h_i) - \bar{\omega}^N_{IE,i} \times (\bar{\omega}^N_{IE,i} \times \bar{R}^N) - (\bar{\omega}^N_{IN,i} + \bar{\omega}^N_{IE,i}) \times \bar{V}^N_i, \\ \bar{a}^B_{SF,i} &= (I_{3\times3} - K_{a,i})(\bar{a}^{*B}_{SF} - \bar{b}_{a,i}). \end{aligned} \quad (3.17)$$

В силу ортогональности матрицы C^N_B следует, что матрица $Q^2_{k,3\times3}$ для фазовых координат $(V_{XN}, V_{YN}, V_{ZN})^T$ будет равна

$$Q^2_{k,3\times3} = \left(q^2_{av}\Delta t + \frac{q^2_{au}\Delta t^3}{3}\right) \times I_{3\times3}. \quad (3.18)$$

Взаимная корреляционная матрица $Q^{25}_{k,3\times3}$ здесь будет равна

$$Q^{25}_{k,3\times3} = E\begin{pmatrix}\Delta V_{NX}\\ \Delta V_{NY}\\ \Delta V_{NZ}\end{pmatrix}\begin{pmatrix}b_{ax} & b_{ay} & b_{az}\end{pmatrix} = \frac{1}{2}q^2_{au}\Delta t^2 C^N_B. \tag{3.19}$$

В) Уравнения позиционирования (Position)

$$\begin{gathered}\left[A_i\left(t_{k-1}\right), B_i\left(t_{k-1}\right), L_i\left(t_{k-1}\right)\right] \Rightarrow C^E_{N,i}\left(t_{k-1}\right),\\ \dot{C}^E_{N,i} = C^E_{N,i}\left(\overline{\omega}^N_{EN,i}\times\right), \qquad \dot{h} = \overline{u}^N_{Up}\times\overline{V}^N_i,\\ C^E_{N,i}\left(t_k\right) \Rightarrow \left[A_i\left(t_k\right), B_i\left(t_k\right), L_i\left(t_k\right)\right].\end{gathered} \tag{3.20}$$

Корреляционная матрица $Q^3_{k,3\times3}$ для фазовых координат $(A, B, L)^T$ будет равна нулю в силу того, что «белые шумы» непосредственно на эти фазовые координаты не воздействуют. Канал высоты h требует специального рассмотрения в зависимости от принятого в данной БИНС закона коррекции от баровысотомера. В этих случаях желателен учет гравитационной аномалии высоты (разницы по высоте между геоидом MSL и эллипсоидом в месте полета).

Г) Уравнения коэффициентов коррекции (Correction Coefficients)

$$\begin{aligned}\dot{\overline{b}}_{g,i} &= 0,\\ \dot{\overline{b}}_{a,i} &= 0,\\ \dot{K}_{g,i} &= 0,\\ \dot{K}_{a,i} &= 0.\end{aligned} \tag{3.21}$$

Вычисление 24-х правых нижних диагональных элементов матрицы $Q_{k,34\times34}$ осуществляется в соответствии с (2.2). Полная матрица $Q_{k,34\times34}$ имеет вид

$$Q_{k,34\times34} = \begin{vmatrix} Q^1_{k,3\times3} & 0 & 0 & Q^{14}_{k,3\times3} & 0\ldots\\ 0 & Q^2_{k,3\times3} & 0 & 0 & Q^{25}_{k,3\times3}\ldots\\ 0 & 0 & 0I_{4\times4} & 0 & 0\ldots\\ Q^{14\,T}_{k,3\times3} & 0 & 0 & Q^4_{k,3\times3} & 0\ldots\\ 0 & Q^{25\,T}_{k,3\times3} & 0 & 0 & Q^5_{k,3\times3}\ldots \end{vmatrix}. \tag{3.22}$$

$$Q^4_{k,\,3\times3} = q^2_{gu}\Delta t\times I_{3\times3}, \quad Q^5_{k,\,3\times3} = q^2_{au}\Delta t\times I_{3\times3},$$

Читатель должен дополнить матрицу в (3.22) до полного размера за счет оставшихся диагональных элементов.

4. Уравнения связей показаний СРНС и БИНС по координатам и скоростям

Рассматриваемая здесь система БИНС/СРНС по типу является слабосвязанной (loosely coupled), т. е. направленной только на коррекцию БИНС.

Шесть уравнений связи для показаний СРНС и БИНС имеют естественный вид (4.1):

$$\begin{aligned} &B^{СРНС} = B^{БИНС}, \quad L^{СРНС} = L^{БИНС}, \quad h^{СРНС} = h^{БИНС}, \\ &V_{XNgeo}^{СРНС} = V_{XNgeo}^{БИНС}, \quad V_{YNgeo}^{СРНС} = V_{YNgeo}^{БИНС}, \quad V_{ZNgeo}^{СРНС} = V_{ZNgeo}^{БИНС}. \end{aligned} \tag{4.1}$$

Предполагается, что погрешности СРНС на шаге коррекции представляют собой независимые дискретные «белые шумы» с известными дисперсиями

$$\begin{bmatrix} B^{СРНС} \\ L^{СРНС} \\ h^{СРНС} \\ V_{XNgeo}^{СРНС} \\ V_{YNgeo}^{СРНС} \\ V_{ZNgeo}^{СРНС} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B \\ L \\ h \\ V_{XNgeo} \\ V_{YNgeo} \\ V_{ZNgeo} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta B^{СРНС} \\ \Delta L^{СРНС} \\ \Delta h^{СРНС} \\ \Delta V_{XNgeo}^{СРНС} \\ \Delta V_{YNgeo}^{СРНС} \\ \Delta V_{ZNgeo}^{СРНС} \end{bmatrix}, \tag{4.2}$$

где $\Delta B^{СРНС} \in N\left(0, \sigma_{\Delta B}^2\right)$, $\Delta L^{СРНС} \in N\left(0, \sigma_{\Delta L}^2\right)$, $\Delta h^{СРНС} \in N\left(0, \sigma_{\Delta h}^2\right)$ – погрешности определения координат СРНС,
$\Delta V_{XNgeo}^{СРНС} \in N\left(0, \sigma_{\Delta V_X}^2\right)$, $\Delta V_{YNgeo}^{СРНС} \in N\left(0, \sigma_{\Delta V_Y}^2\right)$, $\Delta V_{ZNgeo}^{СРНС} \in N\left(0, \sigma_{\Delta V_Z}^2\right)$ – погрешности определения скоростей СРНС.

Корреляционная матрица погрешностей СРНС равна

$$R_k = \begin{bmatrix} \sigma_{\Delta B}^{СРНС} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{\Delta L}^{СРНС} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{\Delta h}^{СРНС} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{\Delta V_X}^{СРНС} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\Delta V_Y}^{СРНС} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\Delta V_Z}^{СРНС} \end{bmatrix}. \tag{4.3}$$

Для организации «сигма-пойнт» Калмановской фильтрации в соответствии с (1.5) по $2n+1=69$ «сигма-пойнт» $\chi_{i,k}^{-}$ точкам, являющихся решениями совместной системы дифференциальных уравнений

(3.10, 3.17, 3.20. 3.21), вычисляются 69 прогнозных значений $Y_{i,k}^{-}$ показаний СРНС (4.1). Дальнейшие вычисления идут в соответствии с (1.6, 1.7, 1.8).

5. Результаты моделирования

Анализ работоспособности и точностных возможностей алгоритма был осуществлен методом математического моделирования полета гипотетического летательного аппарата, имеющего на борту блок инерциальных чувствительных элементов и приемник сигналов спутниковых навигационных систем.

Съем результатов измерений инерциальных датчиков осуществлялся с частотой 100 Гц. При моделировании были заданы следующие параметры погрешностей датчиков информации: шумовая составляющая смещения нуля гироскопов $q_{gv} = 1 \times 10^{-6}$ рад/$\sqrt{\text{с}}$, случайная постоянная составляющая смещения нуля гироскопов от запуска к запуску $\sigma_{gd} = 5 \times 10^{-4}$ рад/с, интенсивность возбуждающего шума коррелированной составляющей смещения нуля гироскопов $q_{gu} = 3 \times 10^{-9}$ рад/$\sqrt{\text{с}^3}$, σ для начальных значений погрешностей масштабных коэффициентов гироскопов $\bar{k}^g = \left[k_{xx}^g, k_{yy}^g, k_{zz}^g\right]^T = 0,005$, σ для начальных значений перекосов осей гироскопов $\bar{\alpha}^g = \left[\alpha_{xy}^g, \ldots \alpha_{zy}^g\right]^T = 5 \times 10^{-4}$, шумовая составляющая смещения нуля акселерометров $q_{av} = 4 \times 10^{-4}$ м $\sqrt{\text{с}}$ / с^2, случайная постоянная составляющая смещения нуля акселерометров от запуска к запуску $\sigma_{ad} = 2 \times 10^{-3}$ м/с^2, интенсивность возбуждающего шума коррелированной составляющей смещения нуля акселерометров $q_{au} = 8 \times 10^{-5}$ м/с$^{5/2}$, σ для начальных значений погрешностей масштабных коэффициентов акселерометров $\bar{k}^a = \left[k_{xx}^a, k_{yy}^a, k_{zz}^a\right]^T = 0,005$, σ для начальных значений перекосов осей акселерометров $\bar{\alpha}^a = \left[\alpha_{xy}^a, \ldots \alpha_{zy}^a\right]^T = 5 \times 10^{-4}$.

Данные от спутникового навигационного приемника поступали с частотой 10 Гц. При моделировании были заданы следующие параметры погрешностей СРНС: погрешности определения горизонтальных координат $\sigma_{\Delta B}^{СРНС} = \sigma_{\Delta L}^{СРНС} = 1$ м, погрешность определения высоты $\sigma_{\Delta h}^{СНС} = 2$ м, погрешности определения горизонтальных скоростей $\sigma_{\Delta V_X}^{СРНС} = \sigma_{\Delta V_Y}^{СРНС} = 0,2$ м/с, погрешность определения вертикальной скорости $\sigma_{\Delta V_Z}^{СРНС} = 0,5$ м/с.

На рис. 2 представлены результаты оценки навигационных параметров. Ошибки определения углового положения (рис. 2а), имевшие начальные значения $\Delta\gamma = 0{,}1°$, $\Delta\vartheta = 0{,}3°$, $\Delta\psi = 0{,}5°$, через 100 секунд работы фильтра не превышали значения 0,01° для углов крена и тангажа и 0,1° для угла курса. В течение всего времени функционирования алгоритма погрешности углового положения оставались в указанных пределах.

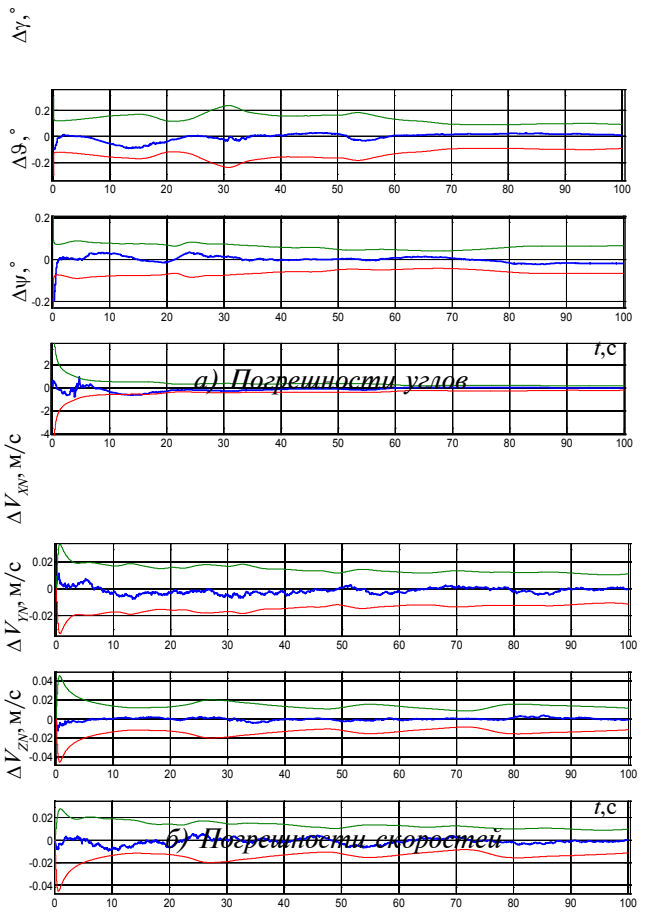
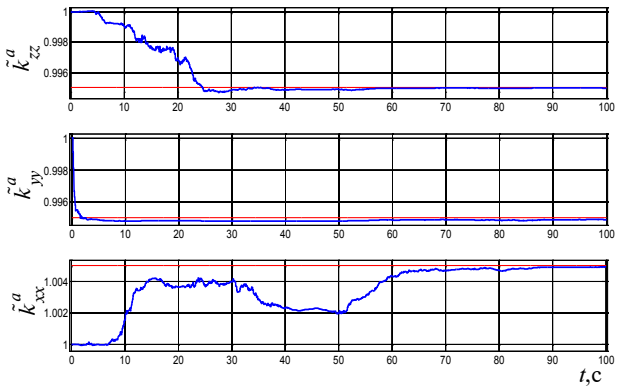


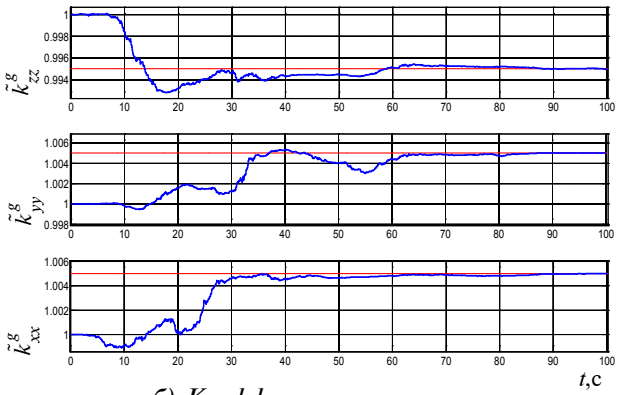
Рис. 2. Погрешности оценки навигационных параметров

Погрешности оценки скорости (рис. 2б) имеют значения, которые значительно ниже погрешностей определения скорости приемником спутниковых радионавигационных систем (СРНС). Это связано с тем, что при проведении данных исследований погрешности СРНС моделировались в виде «белых» шумов. На практике ошибки приемника спутниковых навигационных систем зависят от множества факторов и имеют более сложный характер. Поэтому в реальных условиях следует ожидать большего роста значений ошибок в оценках навигационных параметров.

В процессе функционирования алгоритма проводилась оценка масштабных коэффициентов датчиков первичной информации, результаты которой представлены на рис. 3. Для наглядности на графиках отображены «полные» (содержащие единицу) значения масштабных коэффициентов $\tilde{k}^a_{xx} = 1 + k^a_{xx}, \ldots \tilde{k}^g_{zz} = 1 + k^g_{zz}$. Через 100 секунд работы алгоритма погрешности оценки масштабных коэффициентов стали менее 10% и в дальнейшем имели тенденцию к снижению. При этом наблюдался тот факт, что интервал времени сходимости решения для акселерометров, расположенных по разным осям, имеет разную длительность.



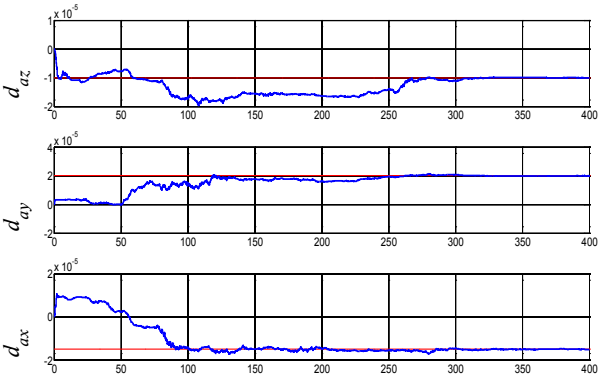
а) Коэффициенты акселерометров



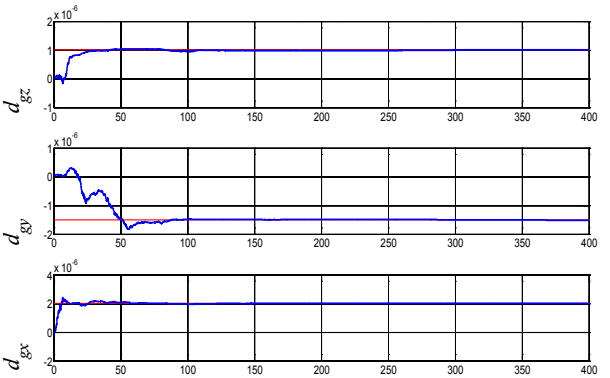
б) Коэффициенты гироскопов

Рис. 3. Оценка масштабных коэффициентов

На рис. 4 приведены графики оценки постоянных составляющих смещений нуля акселерометров и гироскопов, для наглядности отображенные на одинаковом интервале времени 400 с. Анализ графиков позволяет сделать вывод, что сходимость оценок смещений нуля акселерометров требует более продолжительного времени, чем для гироскопов. Кроме того, следует отметить существенную зависимость качества (точности и скорости) оценки смещения нуля гироскопа d_{gy}, преимущественно располагающегося по вертикальной оси, в зависимости от динамики движения.



а) Смещения нуля акселерометров



б) Смещения нуля гироскопов

Рис. 4. Оценка постоянных смещений нуля

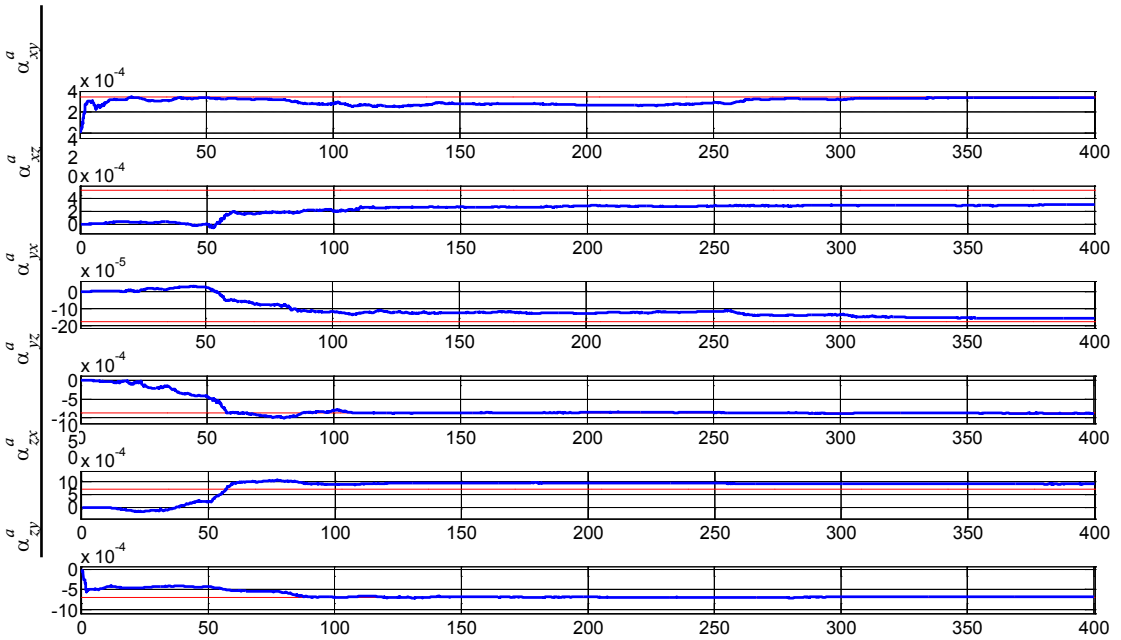


Рис. 5. Оценка коэффициентов перекоса осей акселерометров

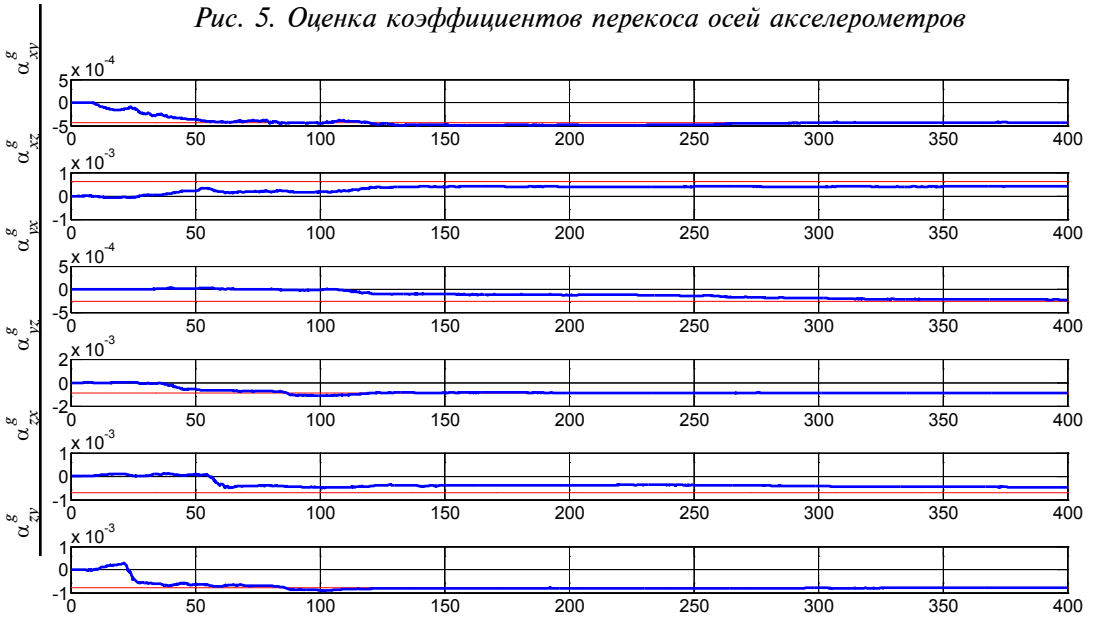
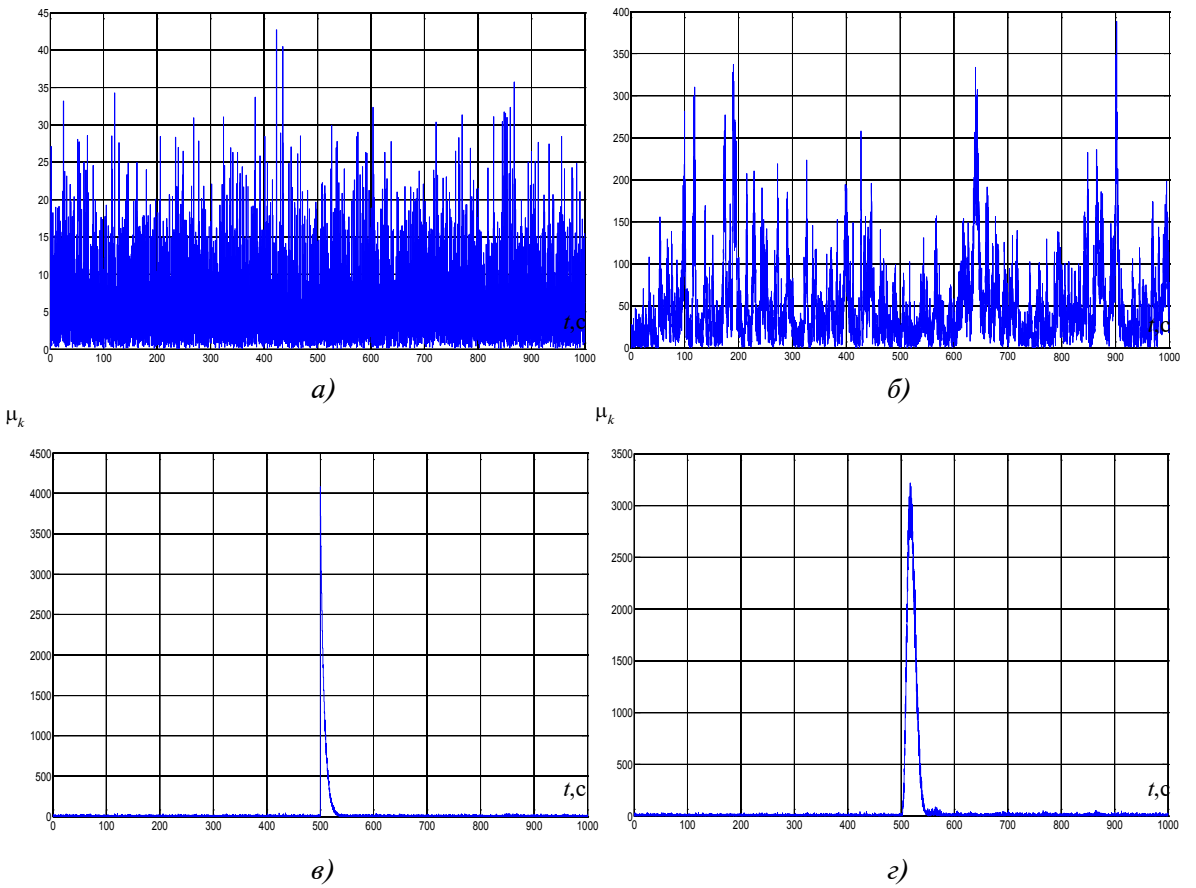


Рис. 6. Оценка коэффициентов перекоса осей гироскопов

Одними из важных параметров компенсации погрешностей датчиков первичной информации являются коэффициенты перекосов осей. Значимость их оценки возрастает с повышением динамичности движения носителя, наличием вибраций и температурных флуктуаций. На рис. 5 и 6 приведены графики оценки коэффициентов перекосов осей акселерометров и гироскопов. Следует обратить внимание на то, что некоторые относительные погрешности оценки параметров превышают значение 30% и с течением времени не уменьшаются. Однако определенный оптимизм внушает то, что более половины коэффици-

ентов были определены с погрешностью менее 10%. Этот факт является неоспоримым преимуществом алгоритма «сигма-поинт» по отношению к классическому расширенному фильтру Калмана.

В ходе исследований, описанных в данной статье, была осуществлена проверка возможности использования критерия χ^2 (1.6) для обнаружения отклонений в работе датчиков. С этой целью при проведении моделирования вводились различного рода возмущающие факторы, обнаружение которых обычными методами является затруднительным. На рис. 7а представлен график критерия μ_k при нормальной работе. Его среднее близко к значению 6. Это говорит о правильной настройке численных параметров алгоритма. Рис. 7б отображает значение критерия μ_k в случае запаздывания поступления информации от приемника спутниковых систем на величину 0,1 секунды, которое имеет место в реальных устройствах. В этом случае среднее превышает значение 50, а в некоторых случаях достигает 300. Увеличение ошибки спутникового приемника в определении высоты на 1 метр приводит к скачкообразному увеличению критерия (рис. 7с) на 2 порядка. Аналогичное поведение (рис. 7д) наблюдается в случае скачкообразного (но не катастрофичного) увеличения постоянного дрейфа $\bar{d}_g$ гироскопов.



Проведение моделирования полета с различной динамикой движения продемонстрировало существенную зависимость качества оценки параметров от вида траектории полета. Многочисленные реализации процесса функционирования алгоритма при неподвижном носителе (имитация выставки) показали практически полное отсутствие возможности оценки угловой ориентации и параметров датчиков.

Как показало моделирование, имеется принципиальная возможность управлять качеством и динамикой рассматриваемого алгоритма. Это качество является очень важным. Путем выбора значений α, β, κ можно регулировать как скорость, так и динамику сходимости для оценок параметров. В частности, при повышении значения α уменьшается время сходимости, но при этом увеличивается колебательность процессов.

Выводы по работе

1. Предложен новый способ контроля и адаптации для нелинейного Калмановского фильтра типа «сигма-пойнт». Этот способ основан на использовании статистического χ^2-критерия, с помощью которого осуществляется пошаговая проверка исправности (статистической согласованности) показаний датчиков, а также настройка адаптивного фильтра на оптимальный режим работы.
2. Предложена схема реализации «сигма-пойнт» фильтра для интегрированных навигационных систем БИНС/СРНС, которая не требует изменения основного исходного алгоритма БИНС, а предполагает только его «распараллеливание», т. е. проведения одновременных идентичных расчетов с разными начальными условиями, совпадающими с $2n+1$ «сигма-пойнт» фазовыми векторами.
3. Результаты численного моделирования показали, что предложенный способ алгоритмической компенсации ошибок, вызванных дрейфами масштабных коэффициентов и перекосами осей чувствительности, является перспективным.

Литература

1. Van der Merve, R., Wan, E.A., Julier, S.I. “Sigma-Point Kalman Filter for Nonlinear Estimations and Fusion: Applications to Integrated Navigations”, AIAA-2004-5120.
2. Crassidis, J.L., Markley, F.L. “Unscented Filtering for Spacecraft Attitude Estimation”, Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2003, №. 4.
3. Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах, -М. Машиностроение, 1991.- 512с.
4. Julier, S., Uhlmann, J., Durrant-White, H. A New Method for Nonlinear Transformation of Means and Covariances in Filters and Estimators, IEEE, VOL.45, №. 3, 2000.
5. Фомичев А.В., Кухтевич С.Е., Измайлов Е.А. « Результаты совершенствования программно-математического обеспечения системы БИНС-СП-2 по материалам летных испытаний»// Труды МИЭА. Выпуск 7, 2013. с. 19-29.
6. Молчанов А.В., Климаков В.В., Чиркин М.В. «Тепловая модель БИНС на лазерных гироскопах»// Труды МИЭА Выпуск 7, 2013. с. 60-69.
7. Savage, P.G. “Computational Elements For Strapdown Systems”. Low Cost Navigations Sensors and Integration Technology, RTO-EN-SET-116, NATO, Brussels, 2009.
8. Jekeli, C., Inertial Navigation Systems with Geodetic Applications, Walter de Grueter, Berlin, 2000.

УДК 371.693.4

СОВРЕМЕННЫЕ БЕСПЛАТФОРМЕННЫЕ ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ НАВИГА-ЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ ДВУХ КЛАССОВ ТОЧНОСТИ

А. Г. КУЗНЕЦОВ, *д. т. н., доцент*
Б. И. ПОРТНОВ,
Е. А. ИЗМАЙЛОВ, *д. т. н., доцент*
ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

Рассмотрена структура бесплатформенных инерциальных навигационных систем двух классов точности, особенности их программно-математического обеспечения, приведены основные технических характеристики и представлены результаты летных испытаний, подтверждающие заявленные характеристики.

Ключевые слова: *инерциальные навигационные системы, бесплатформенные инерциальные навигационные системы, структура программно-математического обеспечения, погрешности счисления, широта, долгота*

MODERN STRAPDOWN INERTIAL NAVIGATION SYSTEMS OF TWO ACCURACY CLASSES

A. G. KUZNETSOV, *D. Sc. in Engineering,*
B. I. PORTNOV,
E. A. IZMAILOV, *D. Sc. in Engineering.*
"Moscow Institute of Electromechanics and Automatics" JSC

The structure of strapdown inertial navigation systems of two accuracy classes, feature of their software, the main specifications is considered and results of flight tests are provided, confirming specified requirements.

Keywords: *inertial navigation systems, strapdown inertial navigation systems, software structure, calculation error, latitude, longitude*

Направления развития науки и технологий в области авиационных навигационных систем определяются общими перспективными требованиями к бортовому оборудованию летательных аппаратов. К числу таких требований в первую очередь следует отнести:

- повышение степени автоматизации управления и принятия решений;
- снижение стоимости жизненного цикла;
- повышение надежности;
- повышение информативности;
- повышение точности формирования выходной информации;
- снижение массо-габаритных параметров и потребляемой мощности.

Эти требования для гражданской авиации непосредственно вытекают из объективно ужесточающихся норм обеспечения безопасности полетов при условии снижения ограничений на атмосферные условия и усиления трафика, особенно в зоне аэропортов при одновременном снижении стоимости перелетов.

В случае военной авиации (ВА) добавляется необходимость повышения вероятности выполнения полетного задания в условиях постоянно развивающихся средств противодействия. Эффективность решения задач ВА определяется не только автономностью и скрытностью, но и наличием непосредственно на борту подвижного объекта оборудования, обеспечивающего его выход в заданную область и надежное функционирование систем управления и наведения. Очевидно, что наиболее полно отвечают требованиям автономности и помехозащищенности инерциальные навигационные системы (ИНС).

В настоящее время мировые тенденции развития ИНС свидетельствуют о практически полном переходе к идеологии бесплатформенных систем (БИНС) [1, 2, 3]. Это определяется известными преимуществами БИНС [4], основные из которых представлены на рис. 1.

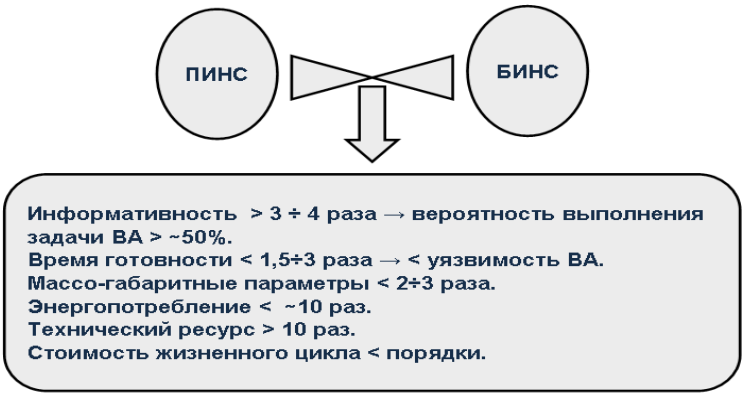


Рис. 1. Сравнение платформенных (ПИНС) и бесплатформенных систем

Московский институт электромеханики и автоматики приступил к разработке инерциальных навигационных систем, в основном авиационного применения, начиная с 60-х годов прошлого века. К концу 90-х годов институтом разработано и поставлено в эксплуатацию несколько модификаций ПИНС на поплавковых астатических гироскопах, которые находятся в эксплуатации по настоящее время. В это же время в институте были развернуты работы по созданию отечественной технологии БИНС, которая включала в себя, в частности, технологии чувствительных элементов (ЧЭ) лазерного гироскопа (ЛГ), кварцевого акселерометра (АК), высокопроизводительного малоэнергоемкого бортового

вычислителя (ВИНС), прецизионного высокоскоростного аналого-цифрового преобразователя (ПСД).

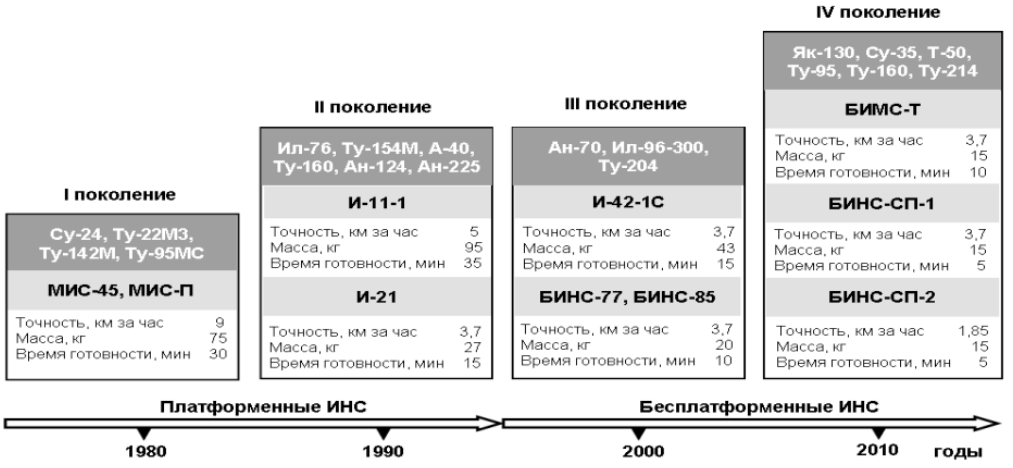


Рис. 2. Основные этапы создания ИНС

Работы последнего десятилетия в указанной области характеризуются созданием БИНС для ВА двух классов точности: БИНС-СП-1 с погрешностью счисления координат 3,7 км за час (третий класс точности) и БИНС-СП-2 с погрешностью 1,85 км за час (второй класс точности) [5]. Первая система прошла все виды испытаний и принята к серийным поставкам. Вторая – в настоящее время находится на заключительном этапе летных испытаний. Данными системами комплектуются самолеты Як-130, Ту-160, Ан-70, Су-35 и др. Основные этапы создания ИНС в институте показаны на рис. 2.

Конструктивно обе системы выполнены по традиционной моноблочной схеме с встроенным приемником спутниковой навигационной системы (СНС) [1, 2, 3]. Ориентация системы относительно строительных осей объекта обеспечивается с помощью начальной выставки монтажной рамы, для которой моноблоки являются взаимозаменяемыми.

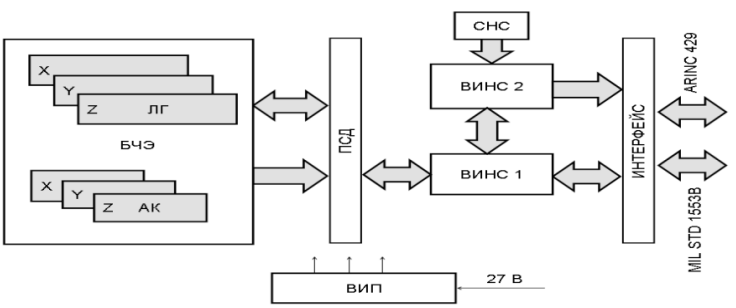


Рис. 3. Схема моноблока БИНС-СП-1

Состав моноблока системы БИНС-СП-1 и связи между функциональными субблоками отображены на рис. 3. Блок чувствительных элементов (БЧЭ) содержит три ЛГ и три АК, ориентированные в ортогональной приборной системе координат *XYZ*. ПСД обеспечивает синхронное преобразование информационных и вспомогательных аналоговых сигналов ЛГ и АК в цифровой код, а так же формирование сигналов управления функциональной электроникой ЛГ. На момент разработки системы не удалось создать достаточно высокопроизводительный ВИНС, который бы обеспечивал решение всех необходимых задач в реальном масштабе времени. Поэтому пришлось использовать второй ВИНС. Функциональное распределение между вычислителями следующие: ВИНС 1 – формирование инерциальной информации, управление ПСД, встроенный контроль инерциальных подсистем и прием внешней информации от навигационного комплекса; ВИНС 2 – комплексная обработка инерциальной и спутниковой информации и контроль достоверности спутниковой информации. Вторичный источник питания (ВИП) обеспечивает формирование всех необходимых напряжений из бортового питания.

Связь с навигационным комплексом и другими потребителями осуществляется по двум стандартам, показанным на рис. 3.

Моноблок системы БИНС-СП-2 (рис. 4) отличается от ранее рассмотренного применением более высокопроизводительного ВИНС, что позволило решить все необходимые задачи в одном вычислителе. Кроме того, аналого-цифровой преобразователь сигналов акселерометров (ПСА) выведен из состава ПСД и расположен в БЧЭ в непосредственной близости от АК. Такое решение обеспечило повышение помехоустойчивости канала измерения вектора кажущегося ускорения.

Структура программно-математического обеспечения (ПМО) систем идентична. В увеличнном виде его можно представить в виде блоков, представленных на рис. 5.

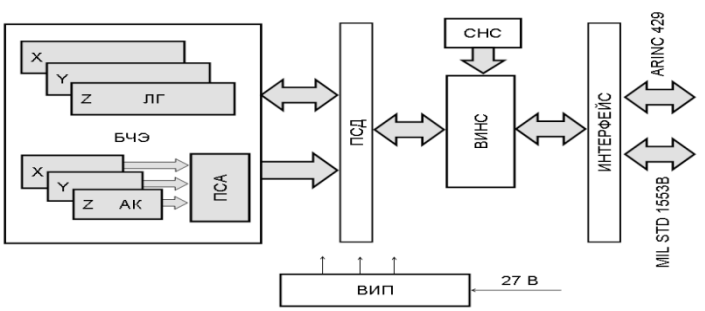


Рис. 4. Схема моноблока БИНС-СП-2

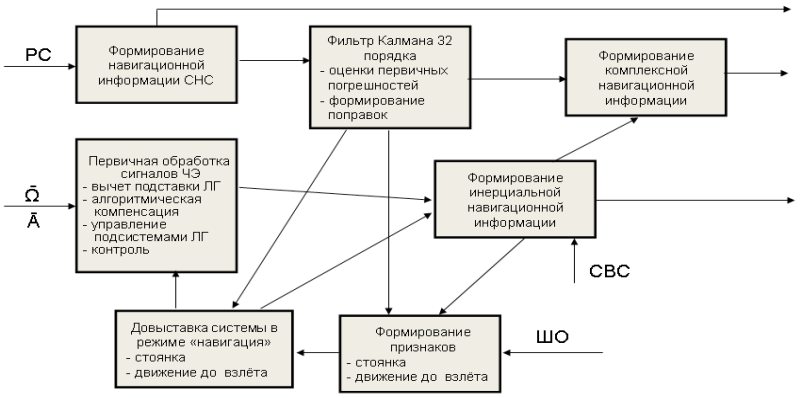


Рис. 5. Структура ПМО систем

Входной информацией является радиочастотная информация (РС) от заданного созвездия СНС, проекции вектора угловой скорости $\bar{\Omega}$ и вектора кажущегося ускорения $\bar{A}$ на оси *XYZ* приборной системы координат, барометрическая высота от системы воздушных сигналов (СВС) и команда «Шасси обжато» (ШО), вырабатываемая при взлете самолета.

Выходной информацией являются три вида навигационной информации: инерциальная, комплексная и спутниковая. Инерциальная информация формируется на основе сигналов ЧЭ после первичной обработки по известным алгоритмам [6], при этом невозмущаемость горизонтальных каналов обеспечивается настройкой на период Шулера, а вертикального – на основе использования данных от СВС о барометрической высоте. Фильтр Калмана путем комплексной обработки спутниковой и инерциальной информации формирует поправки к инерциальной информации, оценки неучтенных алгоритмической компенсацией инструментальных погрешностей, а также вырабатывает поправки в режиме «прогноз». Комплексная навигационная информация формируется на основе инерциальной с учетом поправок, вырабатываемых фильтром Калмана.

После окончания режима «Выставка» система автоматически переходит в режим «Навигация», при этом во время нахождения самолета на аэродроме (стоянка, рулежка или взлет) реализуется алгоритм «Довыставки». В этом случае в зависимости от режима «Стоянка» или «Движение», формируемого на основе анализа инерциальной информации [7], производится либо коррекция вертикали по нулевой скорости, либо коррекция курса, вертикали и нескомпенсированных нулей акселерометров с использованием информации фильтра Калмана. При отрыве от полосы данный режим прекращается (команда ШО).

Технические характеристики

Время готовности	5 мин
Среднее время наработки на отказ	7000 –10 000 ч
Электропотребление 27 В постоянного тока	70 Вт
Масса	15,0 кг
Объем	12,5 дм^3
Количество радиоприемных каналов	24
Интерфейс	ARINC 429, MIL STD 1553B
Внешние воздействующие факторы и условия применения	
Угловые скорости	400°/с
Линейные ускорения	до 12 g
угловые ускорения	10, 000 °/с
Синусоидальная вибрация	до 2000 Гц, 5 g
Температура окружающей среды	от –60°С до +55°С
Высота	до 15 000 м

Точностные характеристики

Погрешность 2σ (95%)	БИНС-СП-1	БИНС-СП-2
В инерциальном режиме		
• Географические координаты	3,7 км за час полета	1,85 км за час полета
• Путевая скорость	4 м/с	1 м/с
• Истинный курс (t – время)	0,2°+ 0,02×t	0,05° + 0,01×t
• Углы крена и тангажа	0,1°	0,05°
В гибридном режиме		
• Географические координаты	100 м	30 м
• Путевая скорость	0,2 м/с	0,2 м/с

Рис. 6. Внешний вид систем БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2 и их основные характеристики

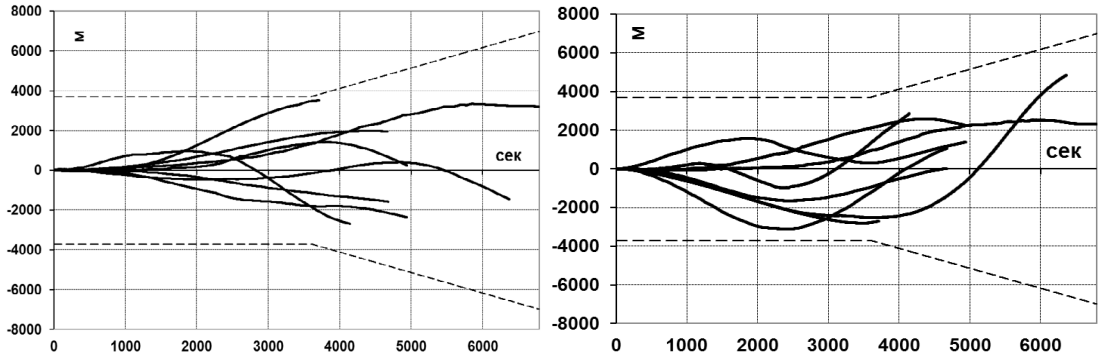
На рис. 6 показан общий вид моноблока систем БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2 с монтажной рамой и их основные технические характеристики.

Параметры инерциальной системы	SIGMA-95N (Франция)	LN-100G (США)	БИНС-СП1	БИНС-СП2
Точность (2σ) определения координат, км за 1 час	1,85	2,3	3,7	1,85
Точность (2σ) определения скорости, м/с	1	1,5	4	1
Точность (2σ) определения истинного курса, угл.мин	3	6	12	3
Точность (2σ) определения угла крена, угл.мин	3	6	6	3
Точность (2σ) определения угла тангажа, угл.мин.	3	6	6	3
Габариты моноблока, мм	197,5 × 323 × 319		190 × 190 × 325	185 × 185 × 290
Масса моноблока, кг	~16,5	~9,8	~15	~15
Расчетная наработка на отказ, час	5 000	14 400	7 000	10 000
Потребляемая мощность, Вт	65	50	70	50
Тип гироскопа – кольцевой лазерный гироскоп (КЛГ)	КЛГ (GLS-32) Δ Рсв=32 см (виброподвес)	ZeroLock	БЛГ-1 (□ Рсв=28 см) (виброподвес)	БЛГ-1 (□ Рсв=28 см) (виброподвес)
Тип акселерометра	маятниковый	маятниковый	АК-15	АК-15
Приемник СНС (внутри моноблока БИНС)	+	+	+	+
Автономный баро-инерциальный режим по данным СВС	+	+	+	+
Коррекция БИНС по данным приемника СНС	+	+	+	+

Рис. 7. Таблица основных параметров зарубежных и отечественных авиационных БИНС

Из рассмотрения приведенной на рис. 7 таблицы основных параметров зарубежных БИНС авиационного применения и систем БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2 видно, что разработанные отечественные системы находятся в паритете с зарубежными аналогами.

На рис. 8–10 представлены оценки погрешностей формирования координат рассматриваемых систем в реальных полетах, которые подтверждают заявленные точности как в относительно коротких полетах на высокоманевренных самолетах, так и в длительных полетах на тяжелых самолетах ВА.



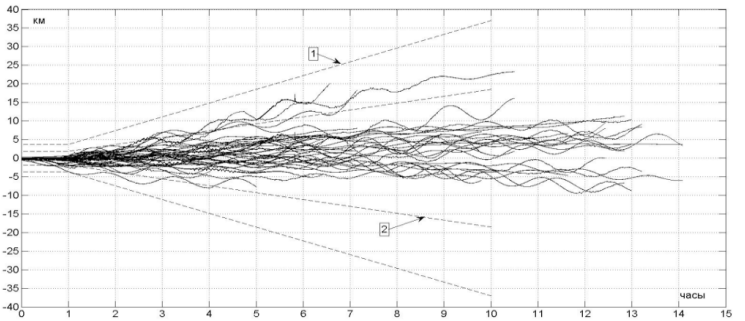
а) *б)*

Рис. 8. Погрешности формирования: а) широты, б) долготы. БИНС-СП-1, объект Як-130

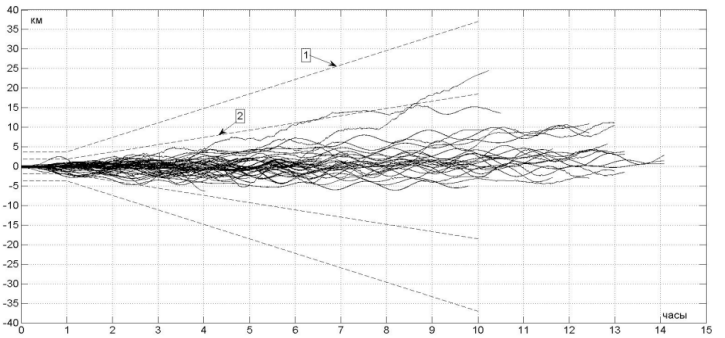
На графиках пунктиром показано поле допуска для соответствующего класса точности. Здесь необходимо отметить, что наиболее неблагоприятным с точки зрения точности системы является высокоманевренный полет. Так система третьего класса точности БИНС-СП-1 в полетах на тяжелом самолете ВА тесно приближается к системе второго класса точности.

Представленные материалы позволяют сделать заключение, что:

- создана современная отечественная технология БИНС, включающая в себя технологии высокоточных лазерного гироскопа и кварцевого акселерометра, высокопроизводительного малоэнергоемкого бортового вычислителя, прецизионного высокоскоростного аналого-цифрового преобразователя, не уступающая известным зарубежным аналогам;
- разработаны, испытаны и серийно выпускаются отечественные системы двух классов точности БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2, находящиеся в паритете по своим техническим характеристикам с зарубежными системами аналогичного назначения.

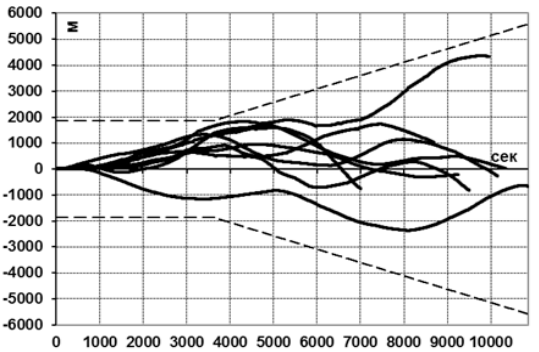


а)

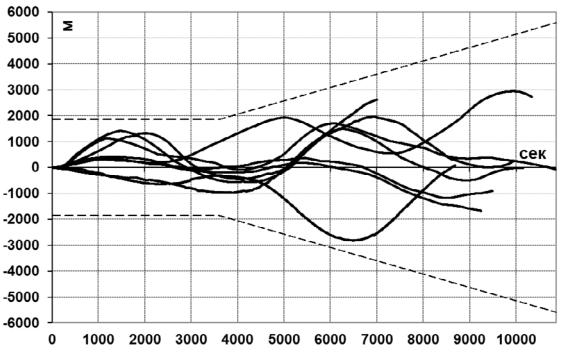


б)

Рис. 9. Погрешности формирования: а) широты, б) долготы. БИНС-СП-1, объект 70.
1 – поле допуска третьего класса точности,
2 – поле допуска второго класса точности



а)



б)

Рис. 10. Погрешности формирования: а) широты, б) долготы. БИНС-СП-2, объект Су-35

Литература

1. http://www.aerospace.honeywell.com./guidance-sensor-inertial-products.
2. http://www.usd.es.nortropgrumman/com.
3. http://www/sagem-ds/com.
4. Измайлов Е.А., Современные тенденции развития технологий инерциальных чувствительных элементов и систем летательных аппаратов, М., Труды ФГУП «НПЦ АП», Системы и приборы управления, 2010, №1, С. 30-43.
5. ГОСТ РВ 52 339-2005. Системы бесплатформенные инерциально-навигационные на лазерных гироскопах, М., 2005, 15 стр.
6. Голован А.А., Парусников Н.А., Математические основы навига-ци-онных систем, Часть 1. Математические модели инерциальной навигации, М., Изд-во МГУ, 2007, стр. 112.
7. Фомичев А.В., Кухтевич С.Е., Измайлов Е.А., Результаты совершен-ствования программно-математического обеспечения системы БИНС-СП-2 по материалам летных испытаний, М. Труды МИЭА, Навигация и управление летательными аппаратами, 2013, вып. 7, стр. 19-29.

УДК 629.7.052

ОПЕРАЦИОННЫЙ ПРОЦЕСС РАЗРАБОТКИ АЛГОРИТМОВ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ САМОЛЕТОВ

А. Г. КУЗНЕЦОВ, *д. т. н., доцент*
И. Ю. КАСЬЯНОВ,
О. Б. КЕРБЕР, *к. т. н, с. н. с*
В. Е. КУЛИКОВ, *д. т. н., профессор*
ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

Процесс создания систем автоматического управления (САУ) полетом летательных аппаратов (ЛА) осуществляется по действующим стандартам, устанавливающим стадии и этапы разработки: технические предложения, формирование технического задания, эскизный и технический проекты, разработка рабочей конструкторской документации, изготовление, испытания и сопровождение эксплуатации. Последовательное выполнение работ по каждому этапу определяет процесс разработки САУ в виде взаимосвязанных технологических процедур.

Ключевые слова: *системы автоматического управления, структура разработки, математическое моделирование, полунатурное моделирование*

OPERATIONAL PROCESS FOR THE AUTOMATIC FLIGHT CONTROL SYSTEM ALGORITHMS DEVELOPMENT

A. G KUZNETSOV, *Dr. Sc. in Engineering,*
I. Y. KASYANOV,
O. B. KERBER, *PhD in Engineering, senior research associate*
V. E. KULIKOV, *Dr. Sc. in Engineering, professor*
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' JSC

The process of automatic control systems (ACS) for the aircraft (AC) is handled by existing standards establishing stages and phases of the development: technical propositions, writing the requirements specificiations, preliminary and detailed designs, engineering documentation production, manufacturing, performance tests and maintenance. Sequential execution of each stage's tasks defines the development process of an AC as a chain of interrelated technological procedures.

Keywords: *automatic control systems, development process, mathematical modelling, semirealistic simulation*

Процесс создания систем автоматического управления (САУ) полетом летательных аппаратов (ЛА) осуществляется по действующим стандартам, устанавливающим стадии и этапы разработки: технические предложения, формирование технического задания, эскизный и технический проекты, разработка рабочей конструкторской документации, изготовление, испытания и сопровождение эксплуатации. Последовательное выполнение работ по каждому этапу определяет процесс разработки САУ в виде взаимосвязанных технологических процедур. На рис. 1 показана общая структура разработки САУ.

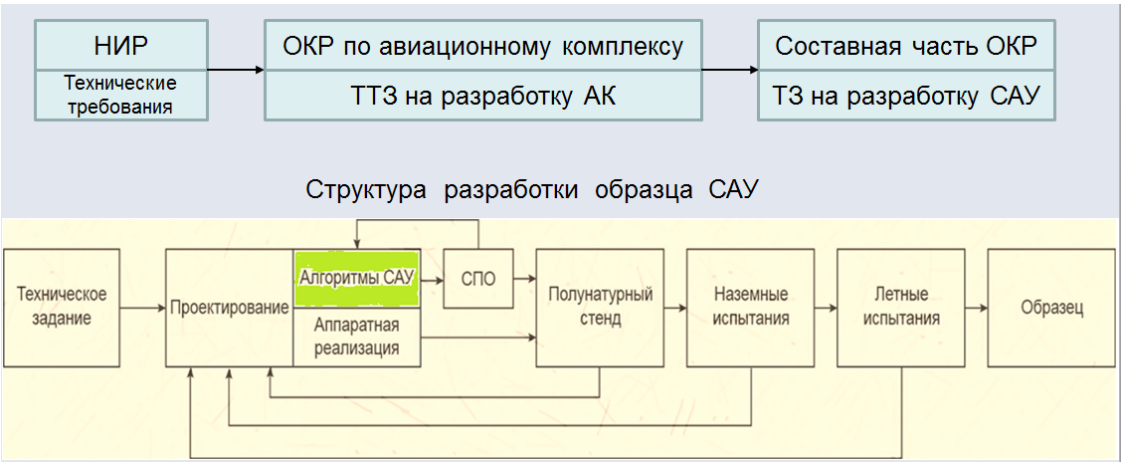


Рис. 1. Структура разработки образца САУ

Летные испытания, наземные испытания, полунатурное моделирование и разработка специального программного обеспечения (СПО) являются отлаженными, многократно проверенными технологическими процессами, завершающими техническое проектирование конструкции САУ. Обратные связи по результатам этого вида работ непосредственно влияют на проектирование алгоритмов управления и, как правило, требуют их уточнения и доводки. Вследствие этого разработка алгоритмов становится ключевой стадией создания САУ, определяющей качество создаваемого продукта – системы автоматического управления, которая в замкнутом контуре с самолетом обеспечивает требуемые характеристики автоматизированного движения летательного аппарата.

Однако функциональное проектирование САУ является в наименьшей степени формализованным процессом по сравнению с конструкторскими работами и испытаниями. Например, даже при развертывании требований технического задания к режимам управления САУ, логике работы, контролю исправности, взаимодействию с экипажем и отказобезопасности требуется проведение дополнительных согласований с заказчиком и смежниками по условиям применения и особенностям эксплуатации, уточнений по назначению проектиру-

емой САУ и идеологии ее построения. Более того, на сегодняшний день не существует единого стандартного метода синтеза САУ самолетов, что требует от разработчика выбора метода из большого количества существующих, исходя из условий, области применения, точности самого метода и особенностей конкретного объекта управления. Таким образом, на этапе проектирования функционального обеспечения САУ объективно существует неопределенность в подходах и методах разработки алгоритмов управления, зависящая от уровня квалификации, тенденций и опыта фирмы-разработчика.

При невозможности строгого описания процессов функционального синтеза и установления стандартов разработки «функционала» управления при формировании технологической платформы проектирования САУ необходимо применение системного подхода. Тогда процесс функционального проектирования САУ целесообразно рассматривать в формате сложной системы, реализующей смысловую переработку информации о требованиях к системе и характеристиках ЛА в информацию об алгоритмическом обеспечении автоматического управления полетом самолетов.

Схема функционирования системы разработки алгоритмов бортовой системы автоматического управления в качестве своих элементов включает этапы выполняемых работ. Структура работ и связи между ними определяют пространственное описание разработки. Во временном представлении разработка алгоритмов САУ – это процесс выполнения операций. Пространственно-временное описание позволяет рассматривать разработку как агрегативную систему [1], в которой протекают технологические процессы. Структурно разработку алгоритмов САУ можно представить в виде агрегативной системы, изображенной на рисунке 2.

При таком представлении сложной системы в каждом i-том агрегате (блоке разработки) устанавливается связь между начальными условиями операции и результатом ее выполнения. Полученная информация x_i ($i=1,..., n$) используется в качестве начальных условий выполнения операции в следующем агрегате, взаимодействующим с предыдущим.

Порядок разработки САУ предполагает проведение не только последовательных, но и параллельных операций. Например, формирование модели самолета (блок № 4) происходит на основании априорной информации x_1 об аэродинамике ЛА и информации x_{12} о результатах идентификации по данным летных экспериментов. Контур получения информации об уточненных характеристиках ЛА является самым длинным и наиболее значимым контуром обратной связи в разработке алгоритмов САУ. Сигналы x_4, x_6, x_{10} представляют собой соответственно динамические модели самолета, САУ и внешних систем (навигационной системы,

радиотехнической системы посадки, системы воздушных сигналов, радиовысотомера), в которых учтены и задержки при передаче сигналов в САУ от бортовой аппаратуры.

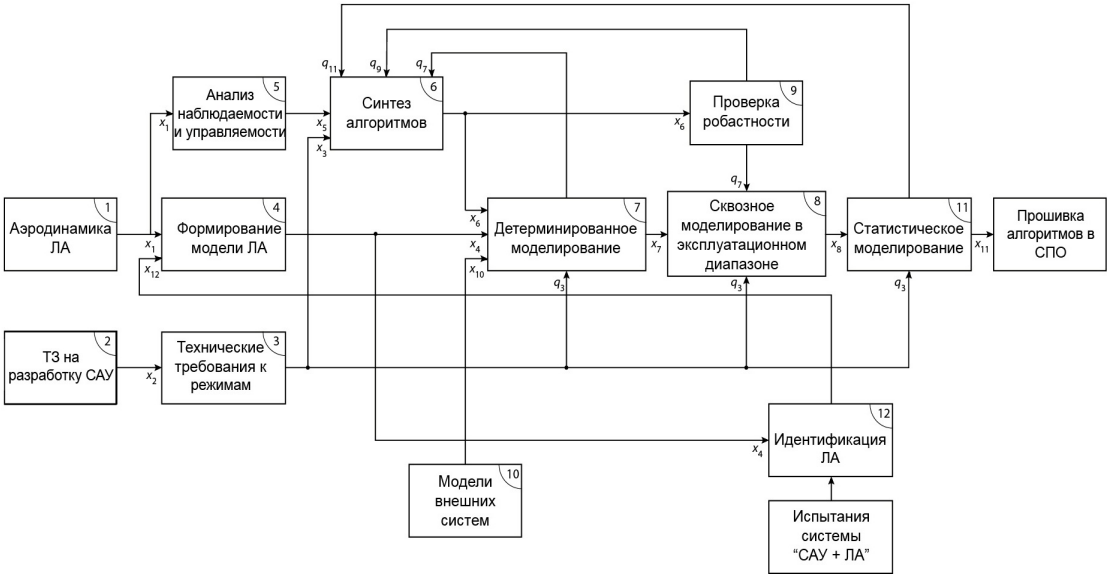


Рис. 2. Агрегативная система разработки алгоритмов САУ

Кроме прямых последовательных связей передачи результатов работы от одного агрегата к другому система разработки содержит внутренние (прямые и обратные) связи управления q_j, $j=1,..,\ m$ ($m \le n$). Сигналы управления задают или уточняют условия работы действующего агрегата (выполняемой операции). Например, сигнал $q_3 = x_3$ задает требуемые условия проверки замкнутого контуров управления при детерминированном, сквозном (по заданному профилю полета) и статистическом моделировании. Управляющие сигналы q_7, q_9, q_{11} определяют условия уточнения структуры и параметров алгоритмов САУ по результатам детерминированного моделирования, оценки робастности при вариации коэффициентов аэродинамических сил и моментов самолета и параметров взаимодействующих систем, статистического моделирования в условиях действующих возмущений и шумов.

В указанном технологическом представлении система разработки алгоритмов САУ включает в себя следующие операционные этапы работ.

1. Построение математической модели самолета, приводов, датчиков информации, возмущающих факторов.
2. Анализ управляемости объекта управления.
3. Аналитический синтез САУ в линейном приближении.
4. Математическое моделирование на полноразмерной модели при воздействии стандартных детерминированных возмущений.
5. Оценка робастности замкнутой системы в пространстве варьиру-

емых параметров контура управления.

6. Оценка стохастической точности управления при воздействии случайных возмущений.
7. Уточнение модели объекта по результатам идентификации.
8. Проверка характеристик замкнутого контура управления на соответствие результатам натурных испытаний.

Рассматриваемая технология подразумевает не только порядок и содержание работ, но и выпуск официальной сопровождающей документации.

Разработка математической модели

Аэродинамические характеристики самолета представляет разработчик самолета на основании продувок в аэродинамической трубе. Производится анализ аэродинамических характеристик и преобразование их в банк данных с созданием программы сборки функций C_X, C_Y, C_Z, m_X, m_Y, m_Z, включающих все составляющие аэродинамических сил и моментов. Одновременно создается банк данных высотно-скоростных характеристик с выходом тяги двигателей. Структура банков данных и их связи с программой динамики для всех самолетов идентичны.

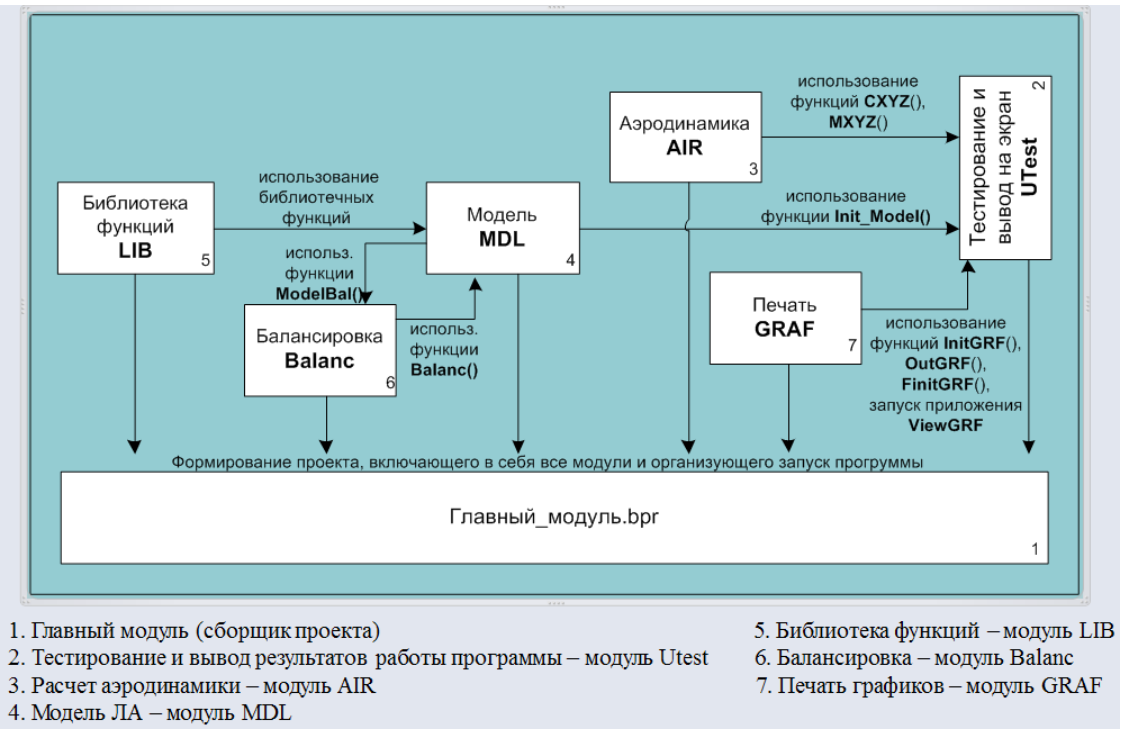
Задачу создания проекта модели самолета можно разделить на несколько этапов:

- составление банка аэродинамических сил и моментов, тестирование банка аэродинамических характеристик;
- составление уравнений пространственного движения ЛА, поиск балансировочных значений, тестирование балансировки;
- подключение модулей управления и организация динамического движения самолета;
- формирование модулей для проведения стендового моделирования;
- подключение случайных возмущений и организация статистической обработки результатов.

Проект, реализующий модель самолета, показан на рисунке 3.

Типовой проект проверки включает в себя: главный модуль (сборщик проекта); тестирование и вывод результатов работы программы – модуль UTest; расчет аэродинамики – модуль AIR; модель ЛА – модуль MDL; библиотеку функций – модуль LIB; балансировку – модуль Balanc; функции для печати на графики – модуль GRAF. Для проверки функций аэродинамических характеристик от нескольких переменных (до трех), входящих в загружаемую в модуль AIR базу данных, разработана сервисная программа, позволяющая представить эти зависимости в виде

поверхностей (рис. 4), что позволяет выявлять ошибки загружаемых табличных функций по признаку нарушения гладкости поверхности.



1. Главный модуль (сборщик проекта)
2. Тестирование и вывод результатов работы программы – модуль Utest
3. Расчет аэродинамики – модуль AIR
4. Модель ЛА – модуль MDL
5. Библиотека функций – модуль LIB
6. Балансировка – модуль Balanc
7. Печать графиков – модуль GRAF

Рис. 3. Структура проекта модели самолета

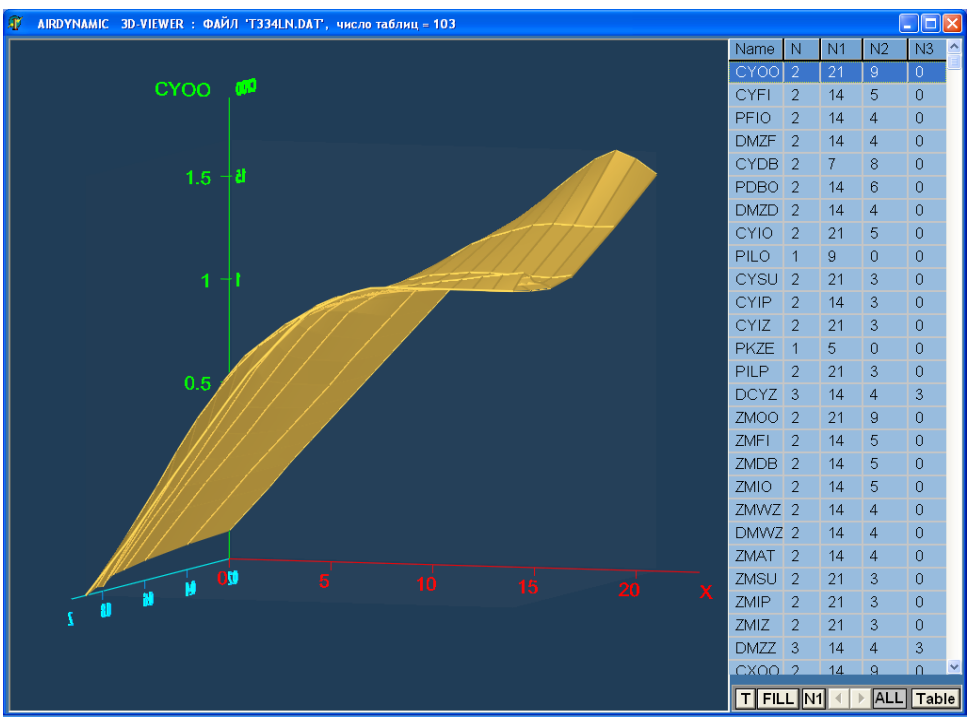


Рис. 4. Пример построения поверхности для функции $C_{y\ осн}$

Для описания динамики объекта используются дифференциальные уравнения движения [2, 3]: силовые в траекторной системе координат, моментные – в связанной системе координат. Основная работа с объектом управления – моделью самолета – заключается, согласно технологии проведения разработки, в проверке модели объекта на соответствие реальному самолету. На первом этапе сравниваются модель разработчика самолета, которая принимается за эталон, и модель разработчика САУ. Рассчитываются балансировки на согласованных режимах полета, охватывающих всю область эксплуатации, и переходные процессы на ступенчатые отклонения управляющих поверхностей, которые позволяют судить о колебательности свободного самолета (оцениваются перерегулирование, амплитуда и период колебаний). Совпадение моделей считается удовлетворительным, если различия укладываются в 10%-ный диапазон. По результатам поверки выпускается согласованный с разработчиком самолета акт. В случае несовпадения результатов анализируются все составляющие аэродинамических характеристик и выявляется причина несоответствий, устраняемая до начала использования модели. Настроенная таким образом модель принимается для проведения анализа управляемости, синтеза системы управления и моделирования.

Анализ управляемости

Оценка управляемости производится по известным [2] характеристикам:

$$\frac{\partial n_y}{\partial \delta_{\text{рв}}}, \frac{\partial \varpi_z}{\partial \delta_{\text{рв}}}, \frac{\partial \varpi_x}{\partial \delta_{\text{э}}}, \frac{\partial \varpi}{\partial \delta_{\text{н}}}.$$

Таблица этих характеристик пополняется для всех самолетов, что позволяет, во-первых, прогнозировать в большом поведение нового самолета и, во-вторых, на основе опыта разработки систем управления для предыдущих самолетов оценивать диапазоны, в которых могут лежать параметры управления. Кроме того, анализируется управляемость при отказе двигателей путем расчета возмущающих моментов для оценки загрузки управляющих поверхностей и приемлемости заданных ограничений на управление от САУ. Представляемая технология выполнения данного этапа подразумевает использование соответствующей программы с инструкцией пользователя.

Аналитический синтез алгоритмов управления

Современный математический аппарат и программные средства, созданные на его основе и общедоступные в пакете MATLAB, позволяют получать линеаризованные модели движения в продольном и боковом каналах управления. Пользуясь, например, частотным методом, можно оценить устойчивость объекта, а, используя модальный метод, – синтезировать регулятор и определить области допустимых коэффициентов САУ. Параметрический синтез учитывает: проверку робастности контура «самолет-САУ» в условиях существующей неопределенности аэродинамических и высотно-скоростных характеристик ЛА, необходимость адаптации к изменению режимов полета самолета, требования инвариантности к внутренним и внешним возмущениям, анализ энергетических возможностей самолета. При синтезе САУ находит применение использование унифицированных структур систем управления, проверенных на предыдущих самолетах, с внесением необходимых для данного самолета изменений. Разработка структур частных алгоритмов и единой структуры САУ или пилотажного комплекса следует из концепции унификации. Использование унифицированных алгоритмов существенно сокращает время разработки САУ. Эта работа проводится постоянно с накоплением результатов и уточнением типовых структур каналов автоматического управления. Следует также отметить, что параллельно разработке алгоритмического обеспечения САУ на уровне моделей осуществляется разработка бортовой программы по модульному принципу, принятому в качестве основного архитектурного принципа создания всей системы управления.

Математическое моделирование

Как представлено на рис. 2, этап математического моделирования начинается после выполнения первого этапа согласования математических моделей объекта, анализа управляемости и линейного синтеза регулятора.

Математическое моделирование включает в себя два основных метода: детерминированное моделирование и статистическое моделирование. Методики математического моделирования включают в себя процедуру встраивания блоков бортовых программ в математическую модель.

Для проведения детерминированного моделирования создаются диаграммы вариантов, пример которой для задачи захода на посадку представлен на рис. 5.

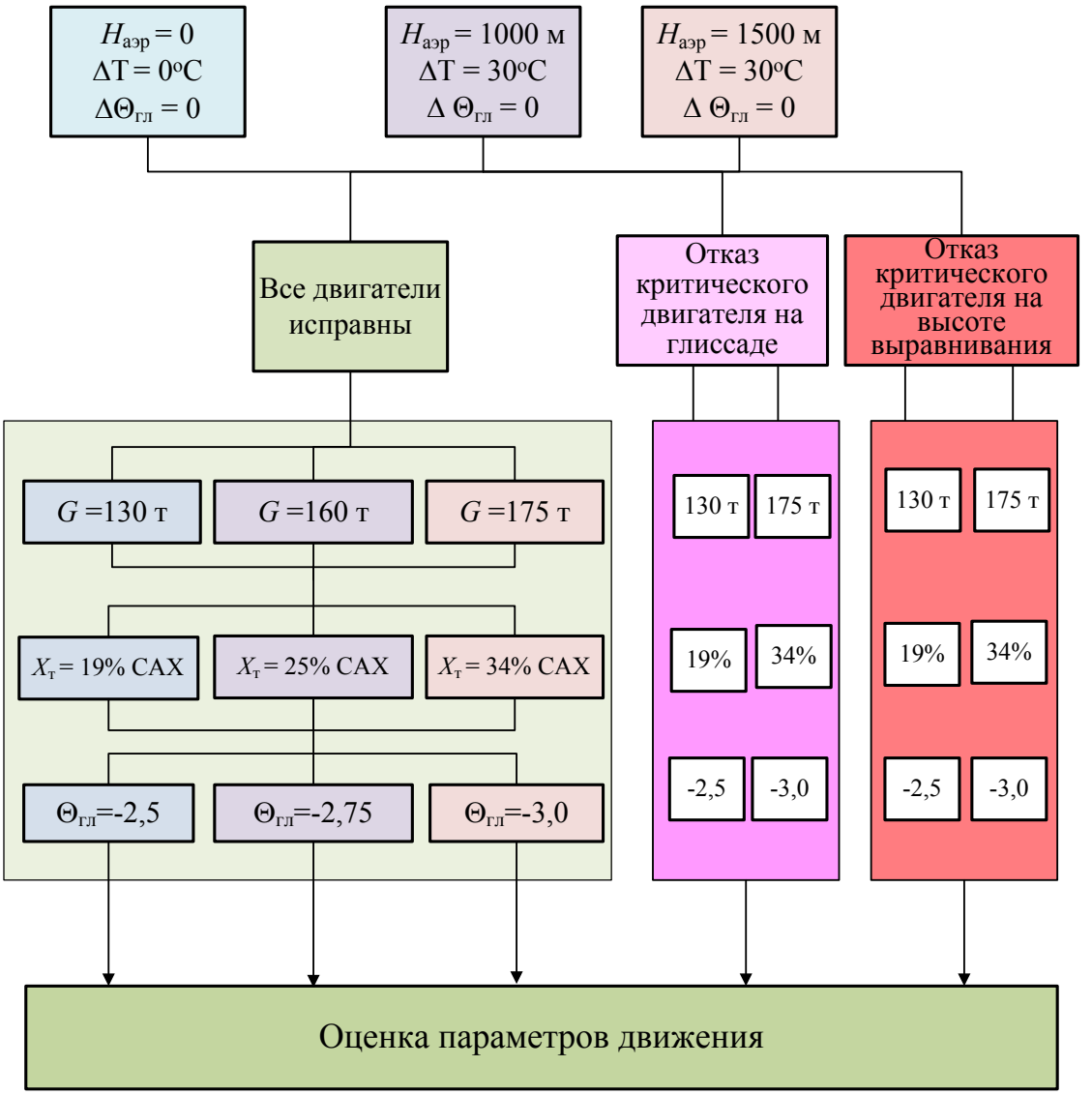


Рис. 5. Диаграмма вариантов моделирования режима захода на посадку

В диаграмме учтены разбросы весов, центровок, температуры окружающей среды, ветровые возмущения, отказ двигателей уклон ВПП, наличие дамбы, крутизны маяков, наклон глиссады, зависимость заданной скорости захода на посадку от массы ЛА. На этапе математического моделирования корректируются настройки параметров алгоритмов управления, в ряде случаев возможна корректировка структуры системы управления. После отработки алгоритмов для режимов посадки по III категории ИКАО, посадки на водную акваторию, на необорудованные аэродромы и алгоритмов пробега по ВПП проводится статистическое моделирование [4] для подтверждения выполнения требований по безопасности посадки по критерию точности на уровне

вероятности $P = 1 - (10^{-6} - 10^{-8})$. Анализируется невыход точки приземления за допустимые пределы по дальности, по боковому отклонению, по вертикальной скорости, по углам крена и тангажа с использованием методики прогнозирования функции распределения, позволяющей уменьшить необходимое число численных экспериментов. По результатам статистического моделирования проводится «тонкая» подстройка коэффициентов в алгоритмах управления.

Идентификация моделей по экспериментальным данным

Этап идентификации проводится по результатам летных испытаний. Модель движения дополняется моделями средств информации, моделями приводов, проводки управления, моделями внешних возмущений с использованием предыдущих наработок. Созданный комплекс моделей переносится на стенд полунатурного моделирования, где стыкуется с реальным бортовым вычислителем. Таким образом достигается совпадение результатов математического и стендового моделирования. Заметим, что после создания и отладки бортовых программ эти программы встраиваются в математическую модель, что еще больше сближает указанные результаты. Достоверность уточненной модели подтверждается по критериям динамического и статистического подобия. Оценка динамического подобия основана на сравнении динамических характеристик управляемого движения, полученных в летных испытаниях и численным путем при воздействии возмущений и максимально точном воспроизведении условий реального эксперимента. Динамическое подобие считается установленным, если расхождения в характерных точках переходных процессов, полученных при моделировании и в летном эксперименте, не превышают допустимых величин, а расхождения между основными параметрами в момент приземления не превышают допустимых величин, согласованных с заказчиком.

Подтверждение достоверности уточненной математической модели по критериям статистического подобия проводится методом статистических испытаний, при этом соблюдаются требования адекватного воспроизведения условий полета. Математическая модель и реальный объект статистически подобны, если полученные выборки опытных (объемом $N_{ЛИ}$) и численных (объемом $N_{М}$) данных принадлежат к одной и той же нормально распределенной генеральной совокупности. Так как распределение ошибок является нормальным в области ($\pm 2 \ldots 3\sigma$), статистическое подобие оценивается по числовым характеристикам – математическому ожиданию и дисперсии с использованием известных критериев статистического подобия Стьюдента и Фишера.

Полунатурное моделирование

Создание полунатурного стенда всегда происходит с использованием единого для математического и стендового моделирования программного обеспечения, адаптируемого к любому самолету. Разработка полунатурного стенда начинается параллельно с работами по обеспечению синтеза алгоритмов. Программно-математическое обеспечение стенда создается одновременно с разработкой моделей объекта, атмосферы, ветровых возмущений, моделей информационных систем, моделей приводов и моделей двигательной установки. Бортовые вычислители с прошитыми в них программами составляют основу натурного оборудования стенда. В состав натурных образцов входят также пульты управления, привода с блоками управления, блоки связи и другие устройства, включая устройства, устанавливаемые в системах управления самолета, что обеспечивает условия сходимости процессов управления, получаемых на стенде и на математической модели. На этапе полунатурного моделирования проверяются программы контроля, индикации, сигнализации, проводится работа по имитации и анализу последствий отказов бортового оборудования и смежных систем.

На этапе летных испытаний и сертификации проводится анализ результатов летных испытаний и окончательная корректировка бортовых программ. Разработаны принципы и методология «сквозной» сертификации, позволяющей оценивать работу системы по объединенным результатам полунатурных и летных испытаний.

В результате проведения замкнутого технологического цикла разработки САУ создается модель автоматической управляемой системы для конкретного типа самолета, эквивалентная в смысле совпадения динамических и статистических характеристик реальной системе «самолет – САУ» и получающая статус паспорта этой системы для сопровождения летной эксплуатации.

Литература

1. Бусленко Н. П. Моделирование сложных систем. М.: Наука,1968. 357 с.
2. Остославский И. В., Стражева И. В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. М.: Машиностроение,1969. 499 с.
3. Аэромеханика самолета. Под ред. А. Ф. Бочкарева. М.: Машиностроение, 1977. 416 с.
4. Методика «Математическое моделирование для сертификации автоматической посадки и ухода на 2-ой круг самолета Ил-96-300 по категории IIIA». М.: ОАО МИЭА, ОАО «Ил», ФГУП-ЛИИ, ФГУП-ГОСНИИ АН. 2004.

УДК 629.73.02; 681.5.01

БЕСПИЛОТНИКИ В РЕСУРСНОМ ГИПЕРПРОСТРАНСТВЕ

***Г.М. АЛАКОЗ**, д.т.н., профессор, советник РАРАН*
***А.И. АЮПОВ**, д.т.н., профессор, действительный член РАРАН*
***С.И. ПЛЯСКОТА**, к.т.н., с.н.с., советник РАРАН*
***А.А. ЧЕПЕЛЕВ**,*
ФГУП «ЦНИИ «Центр»

Проводится классификация и ретроспективный анализ использования беспилотных летательных аппаратов (БЛА). Показано, что ориентация на эффективное использование пространственно-временного ресурса позволяет БЛА лидировать среди современных военных технологий. Обоснованы первоочередные актуальные задачи, требующие современного конкурентоспособного решения.

***Ключевые слова:** ретроспективный анализ, беспилотные летательные аппараты, ресурсное гиперпространство, прототипирование*

UNMANNED AERIAL VEHICLES IN THE RESOURCE HYPERSPACE

***G.M.ALAKOZ,** Dr. Sc. in Engineering, professor,*
councillor of the Russian Academy of Missile and Ammunition Sciences (RARAN)
***A.I.AYUPOV,** Dr. Sc. in Engineering, professor, fellow of RARAN*
***S.I.PLYASKOTA,** PhD in Engineering, senior research associate, councillor of RARAN*
A.A.CHEPELEV,
Federal state unitary enterprise "Scientific research institute "Center"

The article shows the results of classification and hindsight analysis of unmanned aerial vehicles (UAV) usage. It is shown that effective space-time resource usage policy allows UAVs to be in the lead among modern military technologies. Primary goals and vital tasks requiring a contemporary and competitive solution are substantiated.

***Keywords:** hindsight analysis, unmanned aerial vehicles, resource hyperspace, prototyping*

Погружение в среду

Технологические прорывы последнего времени в радиоэлектронике, микромеханике, информатике, успехи в межвидовых дисциплинах, а также опыт вооруженных конфликтов в различных горячих точках предрекают революционное развитие боевой робототехники, которая фактически имеет многовековую историю, если принять во внимание различного рода «самострелы» и мины. Тем не менее, только к середине двадцатого века произошел качественный скачок в уровне интеллектуальности задач, решаемых боевыми роботами, когда они вышли на поле боя в виде дистанционно управляемых или беспилотных устройств, выполняющих достаточно самостоятельные боевые задания на суше, воде, под водой и в воздухе. Наибольшую известность (во всяком случае, на страницах СМИ) получили боевые беспилотные летательные аппараты (БЛА) и комплексы, включающие в свой состав БЛА как один из компонентов (так называемые комплексы с БЛА). В зарубежных источниках, да и на страницах нашей печати их именуют «дронами», т.е. дословно «трутнями», что, на наш взгляд, не вполне соответствует их роли в современной войне. Ведь само понятие «робот», придуманное Карелом Чапеком в 1920 г., означает помощника или заменителя человека в выполнении наиболее тяжких и трудоемких работ (от чешских «robota» и «rob» – каторга и раб) [1], поэтому боевые БЛА уместнее назвать пчелами, имея в виду их неутомимость и неуязвимость на полях сражений. Впрочем, это наименование уже получило одно из успешных семейств наших беспилотников («Пчела», «Пчела-1К» из состава комплексов «Строй-П» и «Строй-ПД» соответственно, более двадцати лет находящихся в строю).

В чем же заманчивость и перспективность роботов вообще и БЛА, в частности? Так ли уж они незаменимы в современной войне? Есть ли альтернатива беспилотникам в боевых действиях? Попробуем ответить на эти и подобные вопросы, проведя общую классификацию и краткий ретроспективный анализ их использования с позиций динамики развития доступных для ведения войны ресурсов, которые, в конечном счете, и являются одновременно и основным средством, и основной целью уничтожения.

Не углубляясь в деликатные механизмы оценки эффективности вооружений, которые к тому же существенно различаются для их разных классов, можно утверждать, что сокращение расхода любых ресурсов для достижения фиксированного результата, например уничтожения типовой цели, влечет за собой количественный рост эффективности определенного образца оружия. Во все времена особым и самым ценным видом ресурса были и остаются люди, личный состав,

так называемая «живая сила». Именно люди используют доступные им в тот или иной исторический период средства, приемы и методы, как для мирной жизни, так и для решения задач войны. Очевидно, что эти средства, приемы, методы, сами являясь самостоятельными ресурсами, даже с учетом вложенных в них знаний и труда сотен и тысяч людей, по отношению к самой человеческой жизни носят второстепенный характер.

В самом общем виде эти вторичные ресурсы не выходят за рамки материального континуума, который можно условно представить в виде комбинации категорий, а именно – вещества, энергии, пространства, времени и информации. Носителем и активным пользователем информации, т.е. сведений о первых четырех континуальных категориях является человек, названный выше «живой силой». В разные эпохи, в разные исторические периоды условный «объем» доступного человеку этого ресурсного «пространства» (строго говоря, гиперпространства, поскольку наш трехмерный мир в него входит в качестве составляющей) остается относительно постоянным. С развитием фундаментальной и прикладной науки, совершенствованием технологий, этот объем увеличивается, хотя и неравномерно. Так, на заре исторического развития человечества для ведения войн и сохранения главного, человеческого ресурса в скудном объеме ресурсного гиперпространства в большей мере были доступны такие элементы материального континуума, как вещество, пространство и время. Из доступного природного вещества (древесина, камень, кости животных и т.п.) создавалось простейшее оружие, естественные вещественные образования (леса, реки, пещеры и пр.) служили средствами укрытия от врагов. Пространственный ресурс ограничивался свободными от враждебного окружения территориями, которые можно было использовать для маневрирования в ходе боевых столкновений (или с целью избежать последние). Энергетический компонент ресурсов состоял преимущественно из мускульной энергии людей и животных, а также слабоуправляемой энергии открытого пламени (организованный пожар на территории врага по прихоти стихии или в силу ловкости противника мог переброситься на самих организаторов). Запасы времени, которыми располагало человечество для подготовки и ведения боевых действий, как отмечалось, были в относительном избытке, что соответствовало относительно низкой динамике соответствующих процессов – жизнь была неспешной, хотя и короткой. Информационный ресурс – «альфа и омега» всякого управления – был ограничен объемом сведений, которые передавались изустно участниками военных событий, по своей природе близких к хаосу (именно в силу отсутствия хорошо организованной информации).

Обратим внимание, что все ресурсные компоненты, доступные древ-

нему воину, находились на нижних ступеньках шкал соответствующих этим компонентам условных величин, за исключением времени. Чтобы привести временное несоответствие к общей тенденции, достаточно взять величину, обратную к единице измерения времени. Такая величина, по существу, будет отражать частоты существенных для боевых действий событий. Так вот тогда эта усредненная частота значимых для войны событий была крайне низкой.

Особенности современного пространства обитания

Научно-технические и технологические революции расширяют объем ресурсного гиперпространства, причем, внезапно, хотя и закономерно, и, как было сказано, неравномерно (и тоже закономерно). К тому же, помимо количественного расширения необходимо иметь в виду структурные и функциональные изменения в компонентах ресурсов, которые происходят в результате человеческой деятельности (активного воздействия на природную среду либо простого выбора из возможных вариантов). Из истории мы помним о медном и железном веках, в которых происходили существенные прорывы в расширении вещественного ресурса – армии оснащались металлическим оружием, правда, холодным. Изобретение пороха, двигателей, паровых и внутреннего сгорания, освоение электроэнергии – отдельные вехи на пути бурного роста энергетической составляющей военных ресурсов. Эпоха географических открытий привела к существенному росту пространственного ресурса (отдельные страны смогли себе позволить роскошь отгородиться океанскими просторами от погрязшего в междоусобицах Старого света, правда, ненадолго). Время как ресурс существенно уплотнилось с развитием скоростных средств передвижения на поле боя – неуклонно возрастали частоты событий, которые были существенны не только для того, чтобы найти свое отражение на картах боевых действий – порой их просто не успевали наносить на карты. Соответственно происходил рост объемов информации, которые нужно было принимать во внимание при организации перемещений войск, сил и средств, при принятии решений в возрастающем темпе войны.

При всей очевидности такого представления исторической динамики доступных человеку военных ресурсов следует отметить три существенных аспекта.

Во-первых, революционные скачки в количественном либо качественном изменении того или иного ресурса, взаимосвязаны и зависимы от уровня развития других ресурсов. Например, расширение пространственного ресурса не было бы возможным без наличия адекватного уровня развития всех остальных компонент. Так, к примеру, викинги,

хотя и пересекли Атлантику на своих знаменитых ладьях, не сумели добыть из этого эпизода (или даже ряда таких эпизодов, как утверждает археология) устойчивый пространственный ресурс, полезный хотя бы своему народу. Всему, как говорится, свое время. Действительно, в ту эпоху древним воителям не удалось воспользоваться плодами своего открытия в силу недостаточного уровня развития мореходной техники (низки вещественный и энергетический ресурсы), связанной с этим крайней медлительности сообщений (недостаток временнуго ресурса) и соответственно отсутствием устойчивых каналов сбора и передачи информации для распространения среди соплеменников. Иными словами, если проанализировать результат той или иной «революции», ее причинами и, кстати говоря, следствиями оказываются *все элементы ресурсного гиперпространства*, которое можно считать непрерывным и взаимосвязанным, т.е. континуальным.

Во-вторых, успеха в боевых действиях достигает та сторона, которая использует доступные ей ресурсы в максимальной степени. Так, к примеру, с развитием оружия прослеживается тенденция удаления друг от друга участников вооруженных конфликтов и в выигрыше остается тот, кто дистанцируется от противника на максимально возможную величину доступного ему пространства (соответственно, обладает оружием, которое способно эффективно применяться на таком удалении). «Ослов и ученых – в середину!» – такой командой, утверждают летописцы, Бонапарт убирал внутрь пехотных каре сопровождавших его ученых-египтологов и ослов с поклажей – главную для него ценность. Современное оружие может «достать» врага в любой точке планеты и за ее пределами (главное – иметь достоверные сведения о противнике). Поэтому защитить и обезопасить свою абсолютную ценность внутри строя солдат сегодня не будет эффективным – погибнут и солдаты, и скрывающиеся за их спинами ослы и ученые.

Наконец, в-третьих, – среди всех материальных ресурсов особое место занимает информационный ресурс, поскольку так или иначе (в идеале – полностью) он отражает (представляет) состояние всех остальных ресурсов, причем, как собственных, так и противника. Именно от полноты, достоверности и своевременности представления сведений о характеристиках собственных войск и войск неприятеля во все времена зависела правильность принятия решения о проведении тех или иных боевых действий и, в конечном счете, их успешность. При этом сама «правильность принятия решений» зависела от квалификации и опыта командования и от того, какими другими материальными ресурсами оно обладало на момент принятия решения.

Парадоксальность ресурсного гиперпространства

Итак, исходя из вышесказанного, если мы в целях защиты главной ценности – человека, кстати сказать, не обязательно ученого и не всегда осла, – будем использовать лишь один из элементов ресурсного гиперпространства, то, скорее всего, результат будет отрицательный. Можно привести ряд примеров, когда какой-либо из ресурсных компонентов доводился до своих предельно доступных границ без учета остальных составляющих. Получались нежизнеспособные монстры, оставившие след в истории, лишь в силу своей парадоксальности, в свою очередь, обусловленной ресурсной диспропорцией. Ни разу не выстрелившая царь-пушка и циклопические танки вроде знаменитого германского Мауса – примеры абсолютизации вещественной составляющей. Сверхмощные термоядерные боеприпасы, не нашедшие реального применения, а только символическое (надеемся, что такое положение сохранится и впредь), можно рассматривать как образец абсолютизации энергетической компоненты войны. Остальные составляющие в чистом виде абсолютизировать сложнее, хотя в произведениях фантастов можно встретить и темпоральные бомбы, поворачивающие время вспять в ограниченном пространстве (активное использование временнуго ресурса), и нуль-транспортировку (абсолютизация пространственного ресурса), и всевидящее и всезнающее око, как пример абсолютной информированности.

Быть за пределами действия оружия противника, находиться в состоянии готовности нанести внезапный удар по врагу, успеть уклониться от ответного, все видеть, все знать и при этом оставаться незаметным – вот способности идеального солдата современной и будущей войны. Иными словами, комплексное использование всех доступных компонент ресурсного гиперпространства, причем, на границе возможных пределов позволит решить основную проблему – сохранить главный ресурс войны. Идеальное решение этой проблемы – замена на поле боя человека неким его подобием, роботом в трактовке К.Чапека, – оказалось логическим следствием рассмотренных аспектов расширения ресурсного гиперпространства, доступного современному человечеству. Не удивительно, что в силу изначальной ориентации на эффективное использование пространственно-временнуго ресурса вследствие своих скоростных характеристик и маневренности, пальму первенства (и не только на страницах СМИ) завоевали воздушные роботы, т.е. БЛА. Действительно, БЛА лидируют среди современных военных технологий не только по перспективным возможностям, но и по финансовым вложениям. По данным консалтинговых агентств их мировое производство является самым быстрорастущим сектором военной промыш-

ленности. Так, текущий мировой рынок комплексов с БЛА составляет порядка 6,5 миллиарда долларов в год, а через десятилетие ожидается его двукратный рост (около $13 млрд.) [2, 3].

Все ли компоненты ресурсов затрагивает внедрение БЛА в боевую практику? Исходя из первого аспекта развития ресурсного гиперпространства, можно сказать, что все, но, очевидно, в разной степени. Многое зависит от функциональной ориентации БЛА. Разведывательные беспилотники расширяют преимущественно информационный ресурс. Казалось бы, получив больший объем информации с помощью разведывательной аппаратуры, установленной на борту БЛА, мы получим преимущество во временнуй и пространственной составляющей, т.е. получим резерв времени на организацию маневра собственными силами и средствами. На самом деле такое преимущество достижимо только лишь при условии адекватного развития вещественной и энергетической компоненты. Разведданные имеют ценность, если их доставляют к соответствующим командирам своевременно, а такое возможно при наличии либо аппаратуры передачи данных, либо высоких скоростных характеристик БЛА, и обязательно имеется аппаратура, позволяющая быстро разобраться в том объеме сведений, который доставляется с БЛА – а это возможно при соответствующих затратах вещественного и энергетического ресурса. Непременным атрибутом, так сказать, приправой ко всей этой ресурсной кухне, оказывается обязательное использование организационного, т.е. самого ценного, человеческого ресурса или, как чаще говорят, фактора. Именно «благодаря» его деликатности, а фактически несовершенству в любом ответственном деле с той или иной вероятностью возникают значительные провалы. Существуют также порой незаметные, но крайне важные для функционирования всякой системы элементы, которые называют узкими местами, слабыми звеньями либо образно «золотниками» из известной поговорки об их величине и цене. Вспомним, что в недалеком прошлом аэрофотосъемка осуществлялась с помощью пленочных аппаратов. Отсутствие одного из реактивов для проявки и фиксажа фотопленки в самый ответственный момент – пример этого самого «золотника», которым не смогли запастись исключительно по вине человека.

Современные БЛА в большинстве своем являются средствами удаленного присутствия – оператор имеет возможность наблюдать поле боя с помощью сенсорной аппаратуры, установленной на борту БЛА, и в ответ передавать те или иные команды, например, более внимательно рассмотреть выбранную цель или поразить ее с помощью доступных средств. Говоря о человеческом ресурсе в этой связи, целесообразно, чтобы он был не только неуязвимым, но и использовался наиболее рационально. А это значит, что под вниманием одного оператора должно

находиться как можно больше аппаратных, энергетических, пространственных, временных и информационных ресурсов, воплощенных в боевых беспилотниках. Увы, человек не совершенен и его внимание одновременно может охватить не более семи объектов. Кроме того, люди нуждаются в отдыхе, а боевые действия ждать не будут. Поэтому главным требованием, которое предъявляется к перспективным БЛА, состоит в их *автономности*.

Прототипирование как средство достижения баланса в ресурсном гиперпротсранстве требования

Беспилотник будущего должен быть автономен в той степени, насколько это необходимо солдату будущего, т.е. не требовать отвлечения на себя внимания, не ожидать команд и распоряжений, а быть боевым товарищем в общем деле, т.е. самостоятельно обнаруживать и распознавать цели, сообщать об этом в боевые информационные сети, передавать целеуказания, по возможности, самостоятельно нейтрализовывать активного противника – словом, вести себя примерно так, как требуется от хорошего и неутомимого бойца. По существу речь идет о декларативных методах управления БЛА, т.е. такого управления, в котором человеку отводится минимально необходимая функция указания (голосом, жестом, взглядом и т.п.) зоны разведки (поражения), а функция распознавания целей и дальнейших действий по ним осуществляются на борту БЛА (без активного вмешательства человека, когда тот принимает решение на способ применения, а не генерирует управляющее воздействие). Безусловно, БЛА должен быть дружелюбным по отношению к своим и враждебным к чужим, т.е. он должен уметь действовать в группе (или, как говорят многие авторы, используя биологические аналогии, – в рое или стае).

Немаловажным вопросом рационального использования ресурсов, главным образом, вещественных и энергетических, является их пространственно-временнуе управление и распределение, т.е. сколько беспилотников, какого класса и габаритов нужно одновременно применять в боевых действиях? Образно говоря, опираться ли на рой пчел, мелких, проворных, все видящих, но ограниченных в своих энергетических возможностях (жало-то всего одно), или запустить несколько мощных орлов, до зубов, точнее – по клюв, напичканных всевозможным оборудованием и оружием? При динамичных боевых действиях, особенно в сложной для прямого наблюдения с больших высот обстановке (в лесистой или горной местности, в условиях городской застройки) безусловным лидером оказывается первый из названных вариантов.

Для решения такого рода задач крайне актуальна упомянутая задача по реализации группового взаимодействия и декларативного управ-

ления, над которой работают в лабораториях всего мира, в том числе и в нашей стране. Имея технологическое отставание по ряду направлений, которые зачастую выступают в роли конструктивно-технологических «золотников» (например, маломощные «всеядные» авиационные двигатели), наши ученые и конструкторы уже вступили в конкурентное противоборство в решении концептуальных, конструктивно-технологических и организационных проблем, препятствующих внедрению роботизированных авиационных комплексов в оборонное ресурсное гиперпространство.

Первоочередными актуальными задачами, требующими современного конкурентоспособного решения, являются:

- создание новых конструкций планеров, движителей и двигателей, ориентированных на нетрадиционные источники энергии;
- производство малозаметных в оптическом, радио и акустическом диапазонах материалов для создания БЛА;
- информационные технологии автоматического и автоматизированного распознавания целевых объектов в беспилотных авиационных комплексах, в том числе малогабаритные средства государственного опознавания;
- технологии сбора и обработки большого объема информации на борту БЛА, позволяющие обеспечить достоверный мониторинг поля боя в реальном масштабе времени;
- широкополосные помехозащищенные каналы передачи информации;
- средства отображения информации коллективного пользования в задачах информационного обеспечения масштабных боевых действий, обеспечивающие высокую разрешающую способность отображения без видимых межэкранных зазоров и способные к длительной работе в сложных условиях;
- одновременный сбор, обработка, отображение многоканальной информации о фоно-целевой обстановке, которая формируется на борту специализированных БЛА с помощью различных сенсоров (видео и тепловизионных камер, радиолокаторов и пр.);
- разработка новых гибридных вычислительных структур с элементами ассоциативной памяти;
- миниатюризация сенсоров и исполнительных механизмов;
- разработка средств и технологий поражения, противодействия, нейтрализации БЛА (включая микро и мини БЛА);
- методы ускоренных испытаний БЛА и подготовки экипажей комплексов с БЛА и др.

Большинство обозначенных задач может быть решено с применением высоко-производительных бортовых супер ЭМВ реального времени с применением алгоритмов искусственного интеллекта и самообучаемых систем.

Подходы и решения

Перечисленные и связанные с ними задачи невозможно решить без конвергенции знаний в различных областях научно-технической деятельности и без освоения технологии инструктированного синтеза материалов с заранее заданными «потребительскими» свойствами и пространственными формами, чем, к примеру, японские ученые и инженеры занимаются уже более 30 лет в рамках национальной программы ERATO (Exploratory Research for Advanced Technology – Зондирующие исследования передовых технологий) [4].

Если к этому добавить существенно ограниченные финансовые ресурсы, на основе которых может быть построена единая метрика в ресурсном гиперпространстве, то автоматически встает задача максимального использования консолидирующего влияния военного бюджета на становление и развитие прорывных технологий в нашей стране.

Проблемы создания боевой робототехники вообще и БЛА, в частности, к сожалению, в нашей стране до настоящего времени решались без соответствующей государственной поддержки и даже координации. Тем не менее, в России уже создано и находится в различных стадиях готовности несколько десятков БЛА и беспилотных комплексов. Однако их применение и массовое производство в интересах расширения ресурсного гиперпространства пока вызывает много вопросов.

Обращает на себя внимание тот факт, что в основу такого глобального междисциплинарного проекта был положен лежащий на поверхности подход снижения собственных потерь «живой силы» в реальных боевых действиях, что является следствием, а не целевой функцией создания и развертывания военных технологий на базе БЛА.

Такая методологическая ошибка:

- породила иллюзию о незаменимости и отсутствии альтернативы БЛА в современной войне;
- не могла не привести и привела к размытости организации практической творческой деятельности по созданию беспилотной авиации, удовлетворяющей потребности всех видов и родов войск Вооруженных Сил современной России.

Все дело в том, что совокупный творческий процесс образуется в результате проведения в жизнь организационных решений, отдельные действующие элементы которого образуют целенаправленное функцио-

нально-структурное объединение компонент ресурсного гиперпространства, называемое системой. По нашему мнению, о системных организационных решениях и о системном творческом процессе в военной робототехнике в настоящее время говорить серьезно не приходится. Их попросту нет и, кстати, не только в нашей стране.

В качестве системообразующего подхода для глобального междисциплинарного проекта по наполнению ресурсного гиперпространства не только БЛА, но и другими боевыми роботизированными комплексами можно предложить инверсию затрат на создание и использование средств и объектов поражения. Традиционно считалось и считается, что средства поражения дешевле объекта поражения, но для БЛА это уже не так очевидно и требует сопоставления затрат в ресурсном гиперпространстве на каждую компоненту, участвующую в противоборстве.

Такой подход вынуждает на основе объективного сопоставления функциональных возможностей и затрат вписывать авиационные БЛА в уже существующие беспилотные связные, разведывательные и навигационные комплексы космического и наземного базирования и распределять задачи между ударными БЛА и традиционными средствами поражения.

Очевидно, что в рамках такого системообразующего подхода:

- находящимся в конкурентном боевом «гиперпространстве» авиационным БЛА будет отдано предпочтение, если противодействующие им средства будут стоить дороже производства и эксплуатации самих БЛА, чего можно достичь только на основе внедрения сквозных технологий, начиная от материаловедения и заканчивая бортовыми системами искусственного интеллекта;
- встраивание авиационных роботов (БЛА) в существующие глобальные и фактически уже роботизированные системы, прежде всего, требует военно-научного обоснования, которое необходимо провести в первоочередном порядке.

Исследования по реализации указанного подхода могут быть выполнены совместными усилиями заинтересованных сторон – по существу всех силовых структур, нуждающихся в эффективных БЛА. Интегратором и генеральным заказчиком таких исследований, очевидно, следует определить Минобороны России, а в силу перспективности и масштабности предполагаемых к решению научно-технических задач, в качестве источника их финансирования, по нашему мнению, целесообразно использовать Фонд перспективных исследований – аналог американского агентства DARPA. Мы надеемся, что Фонд будет способствовать не только устранению ранее допущенных стратегических промахов, но и сыграет консолидирующую роль в становлении и развитии ключевых для нашей страны материальных технологий, определяющих облик

ресурсного гиперпространства, напрямую влияющего на уровень национальной безопасности не только в военной, но и в экономической сфере.

Литература

1. Робот – статья из Большой советской энциклопедии. http://slovari.yandex.ruРобот/БСЭ/Робот/
2. В.Шпаковский. Гонка дронов начинается. Тайны XX века. 2013, №7, с.8-9. http://tainy.info/technics/gonka-dronov-nachinaetsya/
3. Н.Преображенский. Мировой рынок беспилотников. Военно-промышленный курьер. 2014, №3(521). http://vpk-news.ru/issues/18909
4. ERATO. Strategic Basic Research Program 2013-2014. Japan Science and Technology Agency. 2013. http://www.jst.go.jp/erato/en/erato_en.pdf

УДК 371.693.4

К ВОПРОСУ ФОРМИРОВАНИЯ СТАРТОВОЙ ЛИНЕЙКИ ТРЕНАЖЕРНОГО КОМПЛЕКСА СОВРЕМЕННОГО САМОЛЕТА ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

В. П. ШКОЛИН, *д. т. н., профессор,*
Московский Авиационный Институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)
В. В. АЛЫМОВ, *к. т. н.,*
С. С. ТЕРЕНИН,
В. В. ЩЕРБАК,
ОАО «Конструкторское бюро промышленной автоматики»

В статье рассмотрены факторы, влияющие на принятие решений самолетостроительной фирмой при формировании состава стартовой линейки тренажерного комплекса, обеспечивающего своевременную подготовку летного персонала авиакомпаний-заказчиков самолета в современных экономических условиях. Приведен анализ существующей нормативной документации и даны общие рекомендации по построению линейки пилотажных тренажеров, входящих в комплексную систему подготовки персонала новой авиационной программы.

Ключевые слова: *технические средства обучения, комплексная система подготовки персонала, послепродажное обслуживание*

ON THE TOPIC OF ASSEMBLING STARTING LINE SIMULATOR COMPLEX PRODUCTS FOR THE MODERN CIVIL AIRCRAFT

V.P. SHKOLIN, *Dr. Sc. in Engineering, professor,*
Moscow Aviation Institute (national research university) (MAI)
V. V. ALYMOV, *PhD in Engineering,*
S. S. TERENYIN,
V.V. SHERBAK,
Industrial Automatics Design Bureau JSC (KBPA JSC)

The article looks into the factors affecting decisions made by the aircraft manufacturer in the process of assembling starting line simulator complex products provining timely flight personnel training for customer airline companies in modern economical conditions. The analisis of existing regulatory documents and general suggestions on assembling the line of simulator complex products being part of the new aviatonal program's complex personnel training system.

Keywords: *training equipment, complex personnel training system, after-sale service*

В рамках современной авиационной программы гражданской авиации продуктом авиастроительного предприятия является самолет с комплексом послепродажного обслуживания (ППО). Для вывода авиационной техники на международный рынок создание конкурентоспособной системы ППО – это одна из задач авиационной программы. Обеспечение полного комплекса услуг по сопровождению изделия на протяжении жизненного цикла – ключевое требование к продуктам программы перспективного самолета.

В целях удовлетворения потребностей потенциальных заказчиков изготовитель самолета сегодня обязан обеспечить возможность подготовки и переподготовки авиационного персонала. Для решения этих задач в рамках системы ППО создается комплексная система подготовки персонала (КСПП), включающая в качестве технических средств обучения учебные компьютерные классы и авиационные тренажеры (АТ) различных уровней. Формирование функционального облика АТ, предназначенного для подготовки и переподготовки летных экипажей зависит от множества факторов, в том числе и от экономической целесообразности.

Конечную ответственность за подготовленность летных экипажей несет авиакомпания. При этом нужно понимать, что существует три класса конечных потребителей авиационных тренажеров по программе самолета:

- маленькие и средние авиакомпании;
- крупные авиакомпании;
- учебные центры, летные школы.

Представители каждого класса имеют разные подходы к обучению персонала. Заказчики могут предъявлять различные требования к архитектуре и функциональному облику АТ.

Для достижения высоких экономических показателей все новые программы создания гражданских ВС ориентированы не только на внутренний рынок, но и на внешние рынки. Это означает, что необходимость выполнения принятых Международной организацией гражданской авиации (ICAO) стандартов, а также рекомендаций в области безопасности полетов становится для производителя самолетов, а также авиакомпаний, входящих в международные альянсы авиаперевозчиков, объективным фактом. В настоящее время в мире одновременно действуют несколько стандартов, регламентирующих требования к АТ, по факту признанных как международные, причем эти стандарты отличаются друг от друга по ряду показателей, в том числе: по классификации АТ по уровням и по количеству этих уровней. С целью формирования понятных мировому сообществу требований к АТ международной рабочей группой создано и актуализируется по мере

необходимости «Руководство по критериям квалификационной оценки пилотажных тренажеров» ICAO Doc 9625 [1]. На сегодняшний момент действует третья (готовится к выходу четвертая) версия данного документа, которая используется в России.

АТ каждого уровня классифицируется по двенадцати характеристикам. Каждая характеристика обладает уровнем адекватности воспроизведения (всего 4 уровня в порядке возрастания требований: N – не требуется, G – базовый, R – типовой, S – высокий) для конкретного АТ (таблица 1).

Также в документе приведены рекомендации применения тренажеров конкретных уровней по конкретным программам обучения.

Состав тренажерного комплекса для программы подготовки не является строго регламентированным. Он оценивается национальными авиационными властями вместе с программой подготовки на предмет возможности получения обучаемым необходимых умений и навыков с целью допуска тренажера. Например, ICAO для подготовки пилотов многочленного экипажа (по программе подготовки MPL) [2] рекомендует четыре тренажера различного уровня подобия, но это не значит, что нельзя проводить подготовку на двух или трех устройствах. Если требуется подготовить всего десять экипажей, дешевле будет готовить на одном тренажере и самолете. Но самолетостроительная фирма должна, учитывая рыночные риски, разрабатывать комплексную систему подготовки авиационного персонала, включающую оптимальную стартовую линейку тренажерного комплекса и предусматривающую стратегию развития, позволяющую в достаточно короткие сроки адаптировать ее под требования заказчиков. При решении такой сложной и многокритериальной задачи, как формирование линейки тренажерного комплекса (качество и количество), нужно учитывать мировой опыт, опираться на международные стандарты и рекомендации, а также осознавать перспективы развития требований к функционалу АТ. В западных странах стандарты переписываются по прецеденту выхода на рынок более совершенного учебного оборудования, что в свою очередь обусловлено появлением новых технологий. Появление на рынке более совершенных тренажеров влечет за собой, с некоторой задержкой, выход новых версий соответствующих стандартов. Эти процессы тоже следует учитывать при проектировании новой КСПП и формировании требований к ее элементам.

Свидетельство (лицензия) или тип подготовки*	Уровень по ИКАО	Т/ТР тренировка/профессиональная подготовка	Компоновка и конструкция кабины	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление на земле	Бортовые системы	Органы управления и система загрузки	Акустические эффекты	Визуальные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающие условия – УВД	Окружающие условия – навигация	Окружающие условия – погода	Окружающие условия – аэропорты и местность
MPL4	VII	T+TP	S	S	S	S	S	R	S	R	S	S	R	R
TR/ATPL		TP	S	S	S	S	S	R	S	R	S	S	R	R
Re		T	S	S	S	S	S	R	S	R	N	S	R	R
RL/ RO/ IO/ CQ		TP	S	S	S	S	S	R	S	R	S	S	R	R
MPL3	VI	T+TP	R	R	R	R	R	R	S	R1	S	S	R	R
TR/ ATPL/ RL/ RO/ IO	V	T	S	S	S	S	S	R	R	N	G	S	R	R
MPL2	IV	T+TP	R	G	G	R	G	R	G	N	G	S	G	R
CR	III	T	R	R	R	R	R	G	R	N	N	S	G	G
IR	II	T	G	G	G	R	G	G	G	N	G	S	G	G
CPL	°	T	R	R	R	R	R	G	R	N	N	S	G	G(S)
MPL1	I	T	R	R	R	R	R1	G	R	N	N	S	G	G
PPL	°	T	R	R	R	R	R	G	R	N	N	S	G	R(S)

**MPL – свидетельство пилота многочленного экипажа (программа состоит из четырех этапов подготовки), ATPL – свидетельство линейного пилота, CPL – свидетельство коммерческого пилота, PPL – свидетельство частного пилота, TR – подготовка на тип, Re – проверка выполнения режимов взлета и посадки после перерыва летной практики, RL – периодическая подготовка и проверка лицензии пилота, RO – периодическая подготовка и проверка класса эксплуатанта, IO – первоначальная подготовка и проверка класса эксплуатанта, CQ – подтверждение квалификации, CR – класс (квалификационная отметка) пилота, IR – квалификационная отметка выполнения правил полетов по приборам.*

Пример стартовой линейки технических средств обучения (ТСО), сформированной на основе руководящих документов и требований крупной авиакомпании, представлен на рис. 1.

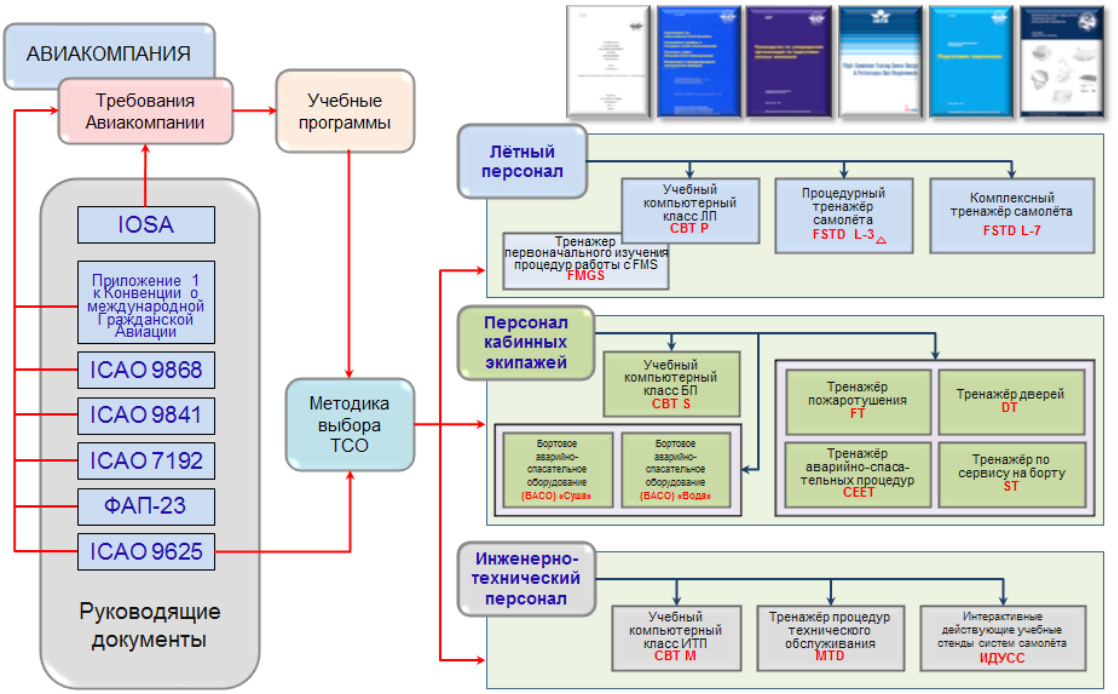


Рис. 1. Пример стартовой линейки ТСО

Методика выбора стартовой линейки ТСО включает в себя следующие шаги:

1. Анализ потребности в обучении персонала стартового заказчика, а также опыт его работы в этом направлении.
2. Изучение примеров состава ТСО зарубежных и российских учебных центров, анализ современной технической базы и тенденций ее развития.
3. Разработка проектов учебных планов и программ на самолет.
4. Выбор стартовой линейки ТСО, входящих в КСПП, на основании российской нормативной документации, а также международных стандартов и рекомендаций.
5. Анализ выбранной линейки ТСО для оценки соответствия требованиям КСПП и нормативным документам.

Современные АТ самого высокого уровня (уровень 7 по классификации ICAO или уровень D по классификации JAR) это очень дорогостоящие высокотехнологические устройства. Стоимость летного часа на таких тренажерах по мировым расценкам на начало 2013 г. составила от 600 до 700 долларов США. Конечно, стоимость летного часа самолета в разы выше и у специалистов не вызывает сомнений экономическая целесообразность создания этих совершенных технических средств обучения. Кроме того, АТ позволяет воспроизводить аварийные ситуации, безопасное создание которых невозможно на реальном воздушном судне.

Обеспечение производителем самолета подготовки пилотов заказчика на тип поставляемого воздушного судна по программе подготовки Type Rating (TR) – это обязательное условие продажи. В свою очередь, программа подготовки TR предполагает использование в качестве учебного средства тренажера самого высокого уровня при организации профессиональной подготовки. Стоимость современного пилотажного тренажера уровня 7 соизмерима со стоимостью самолета и иногда превышает ее, но большая часть профессиональной подготовки и переподготовки пилотов гражданской авиации должна осуществляется именно на этих устройствах. Небольшая авиакомпания, имеющая 2-4 самолета, конечно, не будет покупать тренажер уровня 7, но для обеспечения достаточно высокого уровня безопасности полетов за счет поддержания летных навыков своих пилотов ей следует оплачивать необходимое количество часов занятий на тренажерах уровня 7, принадлежащих независимым учебным центрам или более крупным авиакомпаниям для прохождения программы периодической переподготовки. Необходимость создания АТ уровня 7 при формировании тренажерной линейки новой КСПП не вызывает вопросов, но количество и уровень более простых тренажеров – это задача, требующая отдельного решения. Тренажеры уровня 7, находящиеся в учебных центрах, загружены по 20 и более часов в сутки, и если выполнение каких-либо учебных задач можно перенести на тренажеры более низкого уровня, авиакомпании выгодно это сделать. При принятии решения об упрощении используемого АТ в конкретной программе подготовки персонала авиакомпании и учебные центры должны руководствоваться соображениями безопасности (в первую очередь АТ не должен прививать ложных навыков) и экономической целесообразности. По факту допуск АТ к эксплуатации в любом случае осуществляют национальные авиационные власти, крайне заинтересованные в безопасности полетов.

Помимо задач профессиональной подготовки, существует реальная потребность выполнять некоторое количество упражнений на уровне тренировки. Например, ICAO рекомендует для проведения тренировок по программе TR – АТ уровня 5 (он отличается от АТ уровня 7 более лаконичной системой визуализации, отсутствием системы подвижности и более простой реализацией управления воздушным движением). Отсутствие системы подвижности существенно сокращает стоимость часа работы АТ, что значительно повышает коммерческую привлекательность учебного центра, где такие устройства используют. Если оценивать мировую практику, рассматривая процент загрузки АТ этих двух уровней, уместно говорить о следующей пропорции: на два АТ уровня 7 требуется один АТ уровня 5. Учитывая модульный подход к созданию тренажеров, который на сегодня является общепринятым,

при наличии разработанного АТ уровня 7, для разработки АТ уровня 5 не требуется большого временного запаса (технологические риски минимальны). Таким образом, нужно констатировать, что приступать к разработке АТ уровня 5 следует при обязательном выполнении двух условий: создано как минимум два АТ уровня 7 и есть заказчик на это устройство.

Помимо программы TR, любая авиакомпания всегда сталкивается с необходимостью проводить подготовку пилотов по программе полета по приборам (ICAO рекомендован для тренировок по этой программе тренажер уровня 2). Также, если есть необходимость начальной подготовки пилотов на тип, то учебный центр будет заинтересован в построении тренажерной линейки, обеспечивающей подготовку по программе подготовки коммерческого пилота (CPL) или по программе подготовки MPL [2] (что выгоднее в случае самолета с двухчленным экипажем). Для прохождения программы MPL ICAO рекомендует линейку из тренажеров уровней 1, 4, 6 и 7. Причем, поскольку АТ уровня 6 оснащается системой подвижности (почти также дорого в эксплуатации, как уровень 7), по мнению международной рабочей группы ICAO, учебные задачи, которые нужно пройти на этапе подготовки MPL3, можно разделить между двумя учебными устройствами: АТ уровня 5 и АТ уровня 7.

Опыт показывает что пилот, приходя на первые занятия на неподвижный тренажер, тратит достаточно много времени на освоение вычислительной системы самолетовождения (ВСС) и системы автоматического управления (САУ) самолета, несмотря на теоретическую подготовку в компьютерном классе. Исходя их этого, рекомендуется включение в линейку ТСО для подготовки пилотов процедурного тренажерного средства, предназначенного для проведения практической подготовки, с целью получения членами экипажа необходимых умений обращения с ВСС и САУ самолета. Настольные средства подготовки такого типа не являются АТ в понимании ICAO и национальных авиационных властей, а поэтому не требуют сертификации.

Таким образом, следует признать, что формирование функционального облика АТ – это многокритериальная задача, в решении которой принимают участие несколько заинтересованных сторон. Конечная ответственность за подготовку летного персонала лежит на авиакомпании. Национальные авиационные власти осуществляют допуск пилотажных тренажеров к обучению. Самолетостроительная компания заинтересована в конкурентоспособности своей продукции. Любая авиационная программа сегодня ориентируется на иностранные рынки, и это обязывает соблюдать международные нормы и стандарты при проектировании авиационной техники, в том числе пилотажных тренажеров.

Таким образом, в качестве рекомендации представлена методика, которую следует учитывать самолетостроительной фирме при формировании стартовой линейки тренажерного комплекса для подготовки летного персонала.

Литература

1. ICAO, Doc 9625. Руководство по критериям квалификационной оценки авиационных тренажеров. Изд. 3. 2009 г. 618 с.
2. Программа подготовки пилотов многочленного экипажа (MPL): Министерство транспорта российской федерации Федеральное агентство воздушного транспорта, 2009 г. 58 с.

УДК 629.7.001.4

МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

К.А. АФЕНКО, *к.т.н.,*
Ю.В. ГАВРИЛЕНКО, *к.т.н., доцент,*
В.В. ГРОШЕВ, *к.т.н.,*
Н.А. ЗАЙЦЕВА, *д.т.н., профессор,*
ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

Решение задач самолетовождения и точного позиционирования текущих координат ВС требует совместной обработки данных инерциальной системы (ИС) и корректора или данных только ИС. В статье приведено краткое описание традиционного «мажоритарного» контроля и контроля на основе использования «эталонного описания, рассматриваются их преимущества и недостатки, предлагается совместное использование двух методов контроля.

Ключевые слова: *мажоритарный контроль, эталонный контроль, погрешности инерциальных систем*

METHODS OF INERTIAL NAVIGATION SYSTEM DATA CONTROL

K.A. APHENKO, *PhD in Engineering,*
J. V. GAVRILENKO, *PhD in Engineering, docent,*
V.V. GROSHEV, *PhD in Engineering,*
N.A. ZAITSEVA, *D.Sc. in Engineering, professor,*
Moscow Institute of Electromechanics and Automatics (JSC "MIEA")

The solution to the problems of aircraft navigation and proper positioning of AC's current coordinates calls for cooperative processing of inertial navigation system (INS) data and corrector data, or solely INS data. The artible gives a short description of a traditional majority control system and reference description-based control system, examines advantages and disadvantages of those systems and suggests to use both control systems in conjunction.

Keywords: *majority control system, reference description, INS errors*

Одной из основных систем бортового оборудования воздушного судна (ВС) является инерциальная система, которая, как правило, резервируется (устанавливается три комплекта), что позволяет повысить надежность получения требуемой информации. Решения задач самолетовождения и точного позиционирования текущих координат ВС требует совместной обработки данных инерциальной системы (ИС) и радиотехнических средств навигации на основе использования метода оптимальной фильтрации, а также при использовании данных только ИС (автономный режим работы). В обоих случаях для обеспечения требуемого качества решаемых задач необходимо знание, что все

системы функционируют штатно или имеется необходимость исключения из обработки данных той системы, параметры которой отличаются от остальных. В связи с этим параметры ИС непрерывно контролируются в течение всего полета. Результатом мониторинга является выбор лучшей или лучших систем, параметры которых могут быть использованы для решения целевых задач ВС.

В работе [1] определены два подхода к построению системы контроля ИС: это мажоритарный контроль (традиционно используемый) и контроль, основанный на использовании «эталонного описания». Оба этих подхода имеют свои преимущества и недостатки. Так первый отличается простотой реализации, а второй требует дополнительного источника навигационной информации. В статье рассматриваются преимущества и недостатки каждого из методов контроля и предлагается их совместное использование.

Кратко остановимся на описании каждого из методов контроля.

1. Для оценки качества функционирования ИС традиционно используется *мажоритарный контроль*, который состоит в следующем:
   - проводится анализ исправности ИС на основе информации, поступающей от встроенной системы контроля;
   - проводится попарное сравнение параметров трех комплектов ИС и определение разности j-ого параметра $\Delta_{j_{12}}$, $\Delta_{j_{23}}$, $\Delta_{j_{13}}$;
   - полученные результаты сравниваются на заданный допуск $\Delta_{j\text{доп}}$, недостоверные данные определяются методом голосования;
   - для систем, прошедших контроль, определяются средние значения:
     - для трех исправных $\dfrac{\sum_{i=1}^{3} x_i}{3}$;
     - для двух исправных $\dfrac{\sum_{i=1}^{2} x_i}{2}$;
   - при расхождении всех трех каналов выбирается первая исправная система по встроенному контролю, где x_i – параметр ИС, i – номер канала ИС.
2. В ОАО «МИЭА разработан метод контроля, основанный на использовании «эталонного описания» погрешностей ИС (в дальнейшем «эталонный» контроль), который предполагает следующую последовательность действий [5]:
   - определение разности $E_i = \Delta\hat{x}_i - \Delta x_{\text{эт}}$,

     где $\Delta\hat{x}_i$ $\{\Delta\hat{\varphi}, \Delta\hat{\lambda}_i\}$ — вектор оцененных погрешностей i-той ИС; $\Delta\{\Delta\varphi_{\text{эт}}, \Delta\lambda_{\text{эт}}\}$ — вектор погрешностей «эталонного описания»;

– определение погрешностей j-го параметра каждой ИС $\Delta_{xj_1}, \Delta_{xj_2}, \Delta_{xj_3}$ на основе трех фильтров четвертого порядка, каждый из которых использует данные i-той ИС и корректора;
– определение математических ожиданий на t-секундном интервале погрешностей j-го параметра «эталонного описания» и построение уточненного допуска $\delta_{\Delta\hat{\varphi}}$, $\delta_{\Delta\hat{\lambda}}$ по отношению к задаваемому значению $\Delta_{зад}$: $\delta_j = \Delta_{j\,зад} \pm m_j^{э.\,к.}$ в зависимости от положения $m^{э.\,к.}$ относительно горизонтальной оси (j — номер параметра);
– определение функции потерь f_{l_i} для каждой i-той системы ИС:

$$f_{l_i}(t) = 100\% - \left[\frac{\pm\delta_{\Delta X}^{в,\,н}(t) - m_i^{\Delta\hat{X}}(t)}{\pm\Delta_{j\,зад}(t)}100\%\right],$$

где Δx $\{\Delta\varphi, \Delta\delta\}$ — вычисленные погрешности координат ИС;
– определение i-той ИС, лучшей по критерию обобщенной функции потерь:

$$f'^{i}_{потерь} = \sqrt{\left(f^{\Delta\hat{\varphi}}_{потерь}\right)^2 + \left(f^{\Delta\hat{\lambda}}_{потерь}\right)^2} \,/\, 1,41 = \min из\ f'^{i}_{потерь_1}, f'^{i}_{потерь_2}, f'^{i}_{потерь_3}.$$

В качестве «эталонного описания» принята модель погрешностей ИС с заданными характеристиками инструментальных погрешностей.

Анализ качества функционирования ИС проводится непрерывно в течение всего полета и позволяет оценивать кратковременный выход параметров ИС за допуск $\delta_{\Delta\hat{X}}$, который может являться следствием влияния динамики движения ВС.

Отличием функционирования двух систем контроля является то, что в первой проводится сравнительный анализ параметров ИС, а во второй оценивается погрешность определения параметров каждой из ИС и определяется лучшая.

Наличие «эталонного описания» позволяет построить систему мажоритарного контроля с его использованием, отличным от способа, приведенного в работе [1]. В этом случае в качестве контролируемых параметров так же, как и при «эталонном контроле», используются координаты местоположения ВС. В качестве допуска принимается доверительный интервал $\delta_{\Delta\hat{\varphi}}$, $\delta_{\Delta\hat{\lambda}}$, величина которого изменяется в зависимости от времени полета.

Сравнение качества функционирования двух систем контроля проводилось методом математического моделирования при полете на восток при различных значениях инструментальных погрешностей (смещение нуля акселерометра и дрейфы гироскопов приведены в таблице 1). Оценка функционирования систем контроля проводилась для четырех экспериментов. Приведенные эксперименты выбраны в качестве наиболее характерных при моделировании более 100 полетов.

Таблица 1. Количество систем ИС, выбранных для обработки двумя системами контроля

Исходные данные		Результаты моделирования		
№	Характеристики погрешностей ИС $c_1^{1,2,3}(t)$, $c_2^{1,2,3}(t)$, $c_3^{1,2,3}(t)$ м/с² $\upsilon_1^{1,2,3}(t)$, $\upsilon_2^{1,2,3}(t)$, $\upsilon_3^{1,2,3}(t)$ град/час	Количество и номера ИС, выбранных по мажоритарному контролю	Количество и номера ИС, выбранных по «эталонному» контролю	№ рис.
1	Все три системы в допуске $c_1^{1,2,3}$= 0,0008; $c_2^{1,2,3}$= −0,0008; c_3^1= −0,0008, c_3^2 = 0,0008, c_3^3= 0,0008 $\upsilon_1^{1,2,3}$= 0,016; $\upsilon_2^{1,2,3}$= −0,016; υ_3^1= 0,016, υ_3^2= −0,016, υ_3^3= 0,016	Все три ИС в обработке	По критерию min $f_{потерь}$ выбрана ИС1 на этапе до t = 600 с, затем до t = 3600 с работа по ИС3, затем снова по ИС1 до конца эксперимента. По критерию приоритета все время эксперимента в работе ИС1	1а, б 5а, б
2	Две системы с хорошими характеристиками, третья − с худшими, все в пределах допуска $c_1^{1,2,3}$= 0,0008; $c_2^{1,2,3}$= −0,0008; c_3^1= −0,001, c_3^2= 0,001, c_3^3= 0,001 $\upsilon_1^{1,2,3}$= 0,016; $\upsilon_2^{1,2,3}$= −0,016; υ_3^1= 0,025, υ_3^2= −0,025, υ_3^3= 0,025	Все три ИС в обработке	По критерию min $f_{потерь}$ выбрана ИС1 По критерию приоритета выбрана ИС1	2а, б 6а, б
3	Одна система с хорошими характеристиками, две с худшими $c_1^{1,2,3}$= 0,0008; $c_2^{1,2,3}$= −0,00085; c_3^1= −0,0075, c_3^2= 0,0075, c_3^3= 0,0075 $\upsilon_1^{1,2,3}$= 0,016; $\upsilon_2^{1,2,3}$= −0,025; υ_3^1= 0,028, υ_3^2= −0,028, = 0,028	Все три ИС в обработке до 421 с и после 3741 с. Две ИС (ИС1 и ИС3) на интервалах: 421...546 с, 603...980 с, 1922...2740 с. Одна ИС1 на интервалах: 547...602 с, 981...1921 с	По критерию min $f_{потерь}$ выбрана ИС1 По критерию приоритета выбрана ИС1	3а, б 7а, б
4	Совместная работа двух систем контроля. Все три системы в допуске. Через два часа отключен корректор (СНС) $c_1^{1,2,3}$= 0,00075; $c_2^{1,2,3}$= −0,00095 при t < 7200 с; $c_2^{1,2,3} = c_2^{1,2,3} - 10\delta c$ при t > 7200 с; c_3^1= −0,00095, c_3^2= 0,00095, c_3^3= 0,00905 при t < 7200 с; $c_3^{1,2,3} = c_3^{1,2,3} + 10\delta c$ при t > 7200 с; $\upsilon_1^{1,2,3}$= 0,012; $\upsilon_2^{1,2,3}$= −0,022 при t < 7200 с; $\upsilon_2^{1,2,3} = \upsilon_2^{1,2,3} - 10\delta\upsilon$ при t < 7200 с; υ_3^1= 0,022, υ_3^2= −0,022, υ_3^3= 0,022; $\upsilon_3^{1,2,3} = \upsilon_3^{1,2,3} + 10\delta c$ при t > 7200 с; $\delta\upsilon$ = 0,05; δc = 0,01	Выбранная «эталонным» контролем ИС находится в обработке до t = 9344 с. Две ИС (ИС1 и ИС3) после 9345 с	По критерию min $f_{потерь}$ выбрана ИС1 По критерию приоритета выбрана ИС1	4а, б 8а, б, в

Для получения оценки погрешностей каждой ИС при построении «эталонного контроля» использовался фильтр IV порядка, где в качестве корректора рассматривалась спутниковая навигационная система, погрешность позиционирования которой принималась равной 50 м (2σ). На рисунках 1-6 приведены графики результатов моделирования работы систем «эталонного» и мажоритарного контроля при одинаковых начальных условиях полета. Анализ результатов проведенного моделирования показывает:

1. Для случая, когда погрешности всех трех систем ИС не превышают заданного порогового значения (рис. 1-4) и «эталонный», и мажоритарный контроль не отбраковывают ни одну из систем. Отличие состоит в том, что при «эталонном контроле» выбирается качественно лучшая из трех систем ИС.

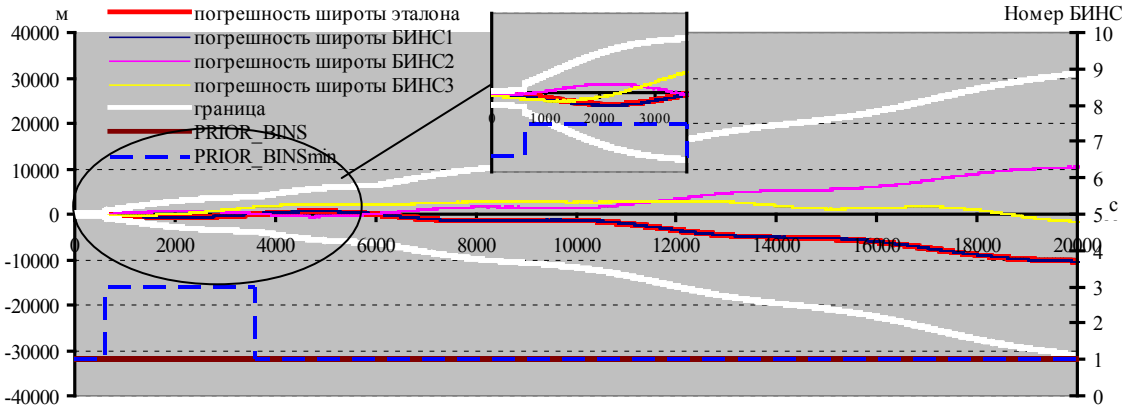


Рис. 1а. Эксперимент 1. Погрешности каждой ИС и «эталонного описания» (широта)

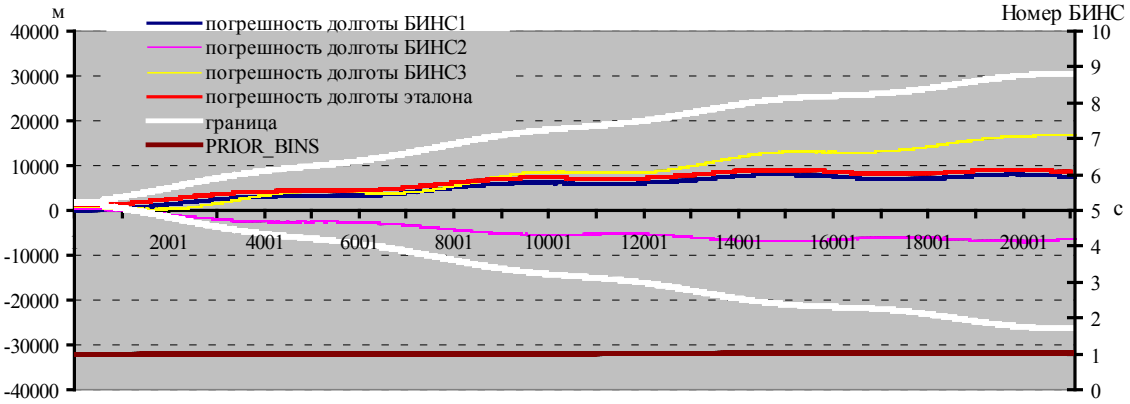


Рис. 1б. Эксперимент 1. Погрешности каждой ИС и «эталонного описания» (долгота)

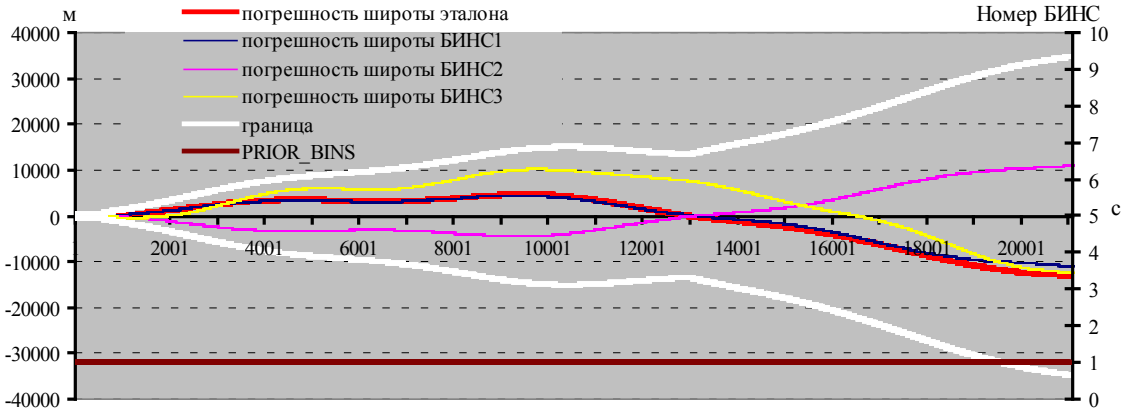


Рис. 2а. Эксперимент 2. Погрешности каждой ИС и «эталонного описания» (широта)

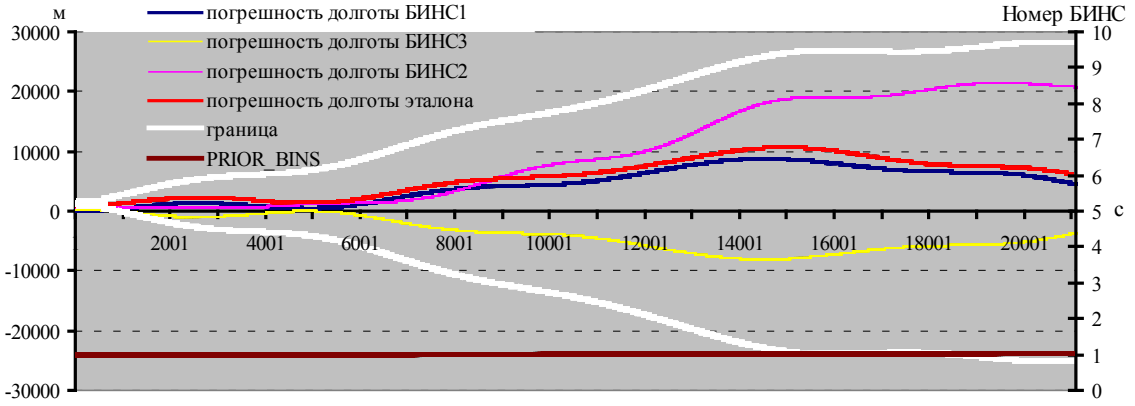


Рис. 2б. Эксперимент 2. Погрешности каждой ИС и «эталонного описания» (долгота)

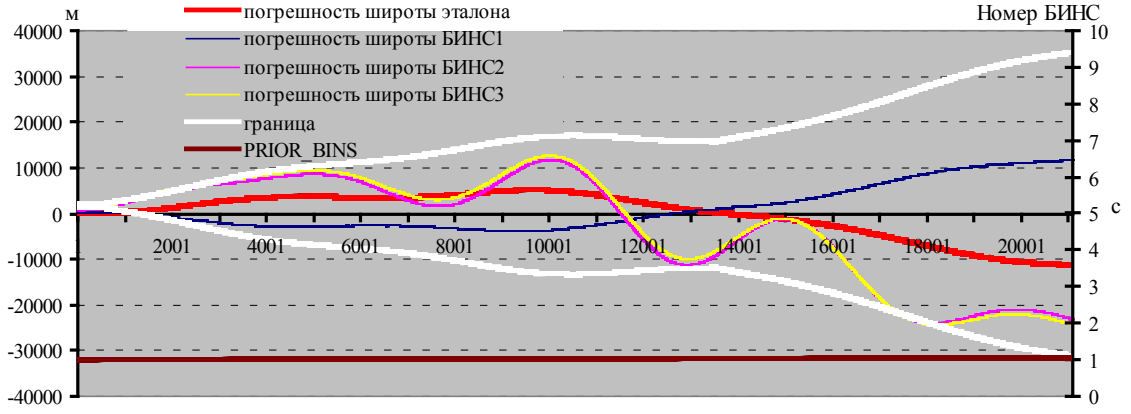


Рис. 3а. Эксперимент 3. Погрешности каждой ИС и «эталонного описания» (широта)

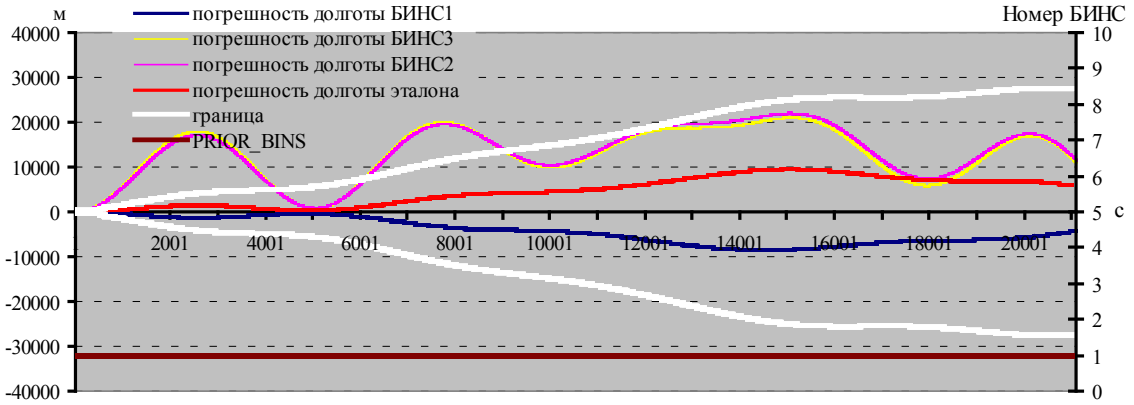


Рис. 3б. Эксперимент 3. Погрешности каждой ИС и «эталонного описания» (долгота)

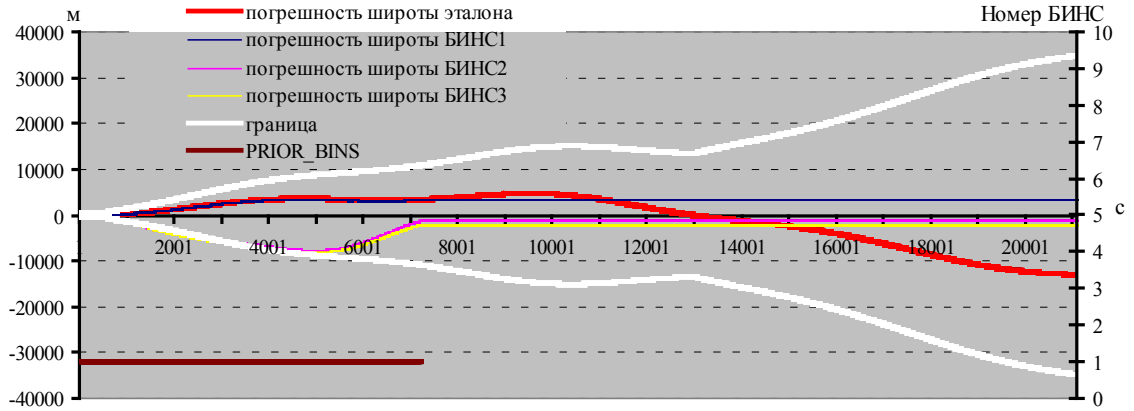


Рис. 4а. Эксперимент 4. Погрешности каждой ИС и «эталонного описания» (широта)

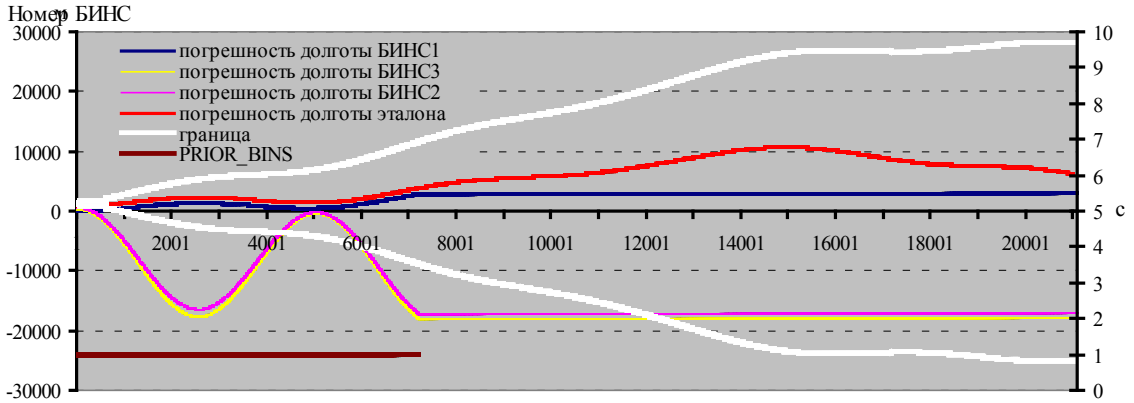


Рис. 4б. Эксперимент 4. Погрешности каждой ИС и «эталонного описания» (долгота)

2. На рисунках 5,6 приведены графики, иллюстрирующие работу «эталонного» и мажоритарного контроля для случая, когда одна из систем ИС по своим характеристикам близка к «эталонному описанию», а погрешности двух других превышают допустимое значение. В этом случае в результате работы «эталонного контроля» выбирается лучшая система, а логика р аботы мажоритарного контроля оставляет для дальнейшего использования две качественно худшие системы. Последний фактор является недостатком мажоритарного контроля, который влияет на качество выполнения целевой задачи при выполнении автономного полета (только по данным ИС). Но при отсутствии корректора «эталонный контроль» прекращает функционирование, что также является недостатком.

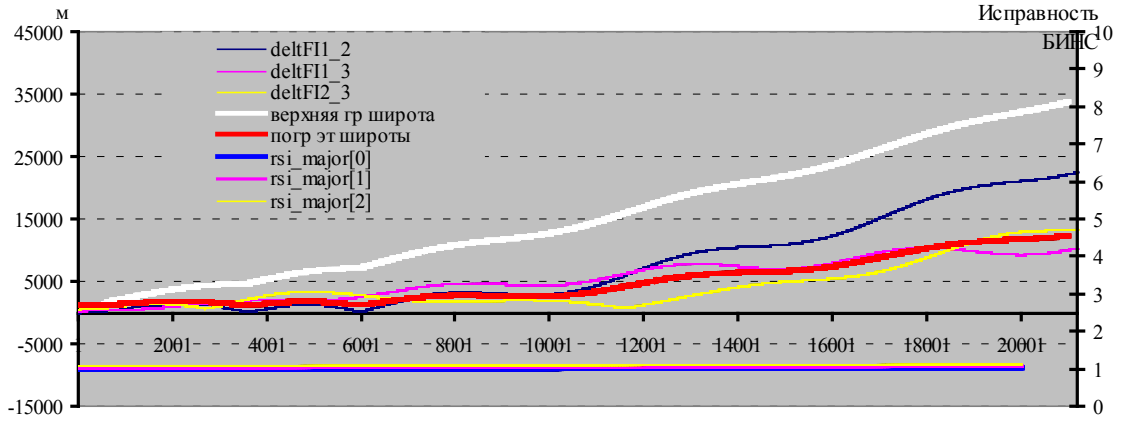


Рис. 5а. Эксперимент 1. Разности Δ_{j12}, Δ_{j23}, Δ_{j13} и границы «эталонного описания» (широта)

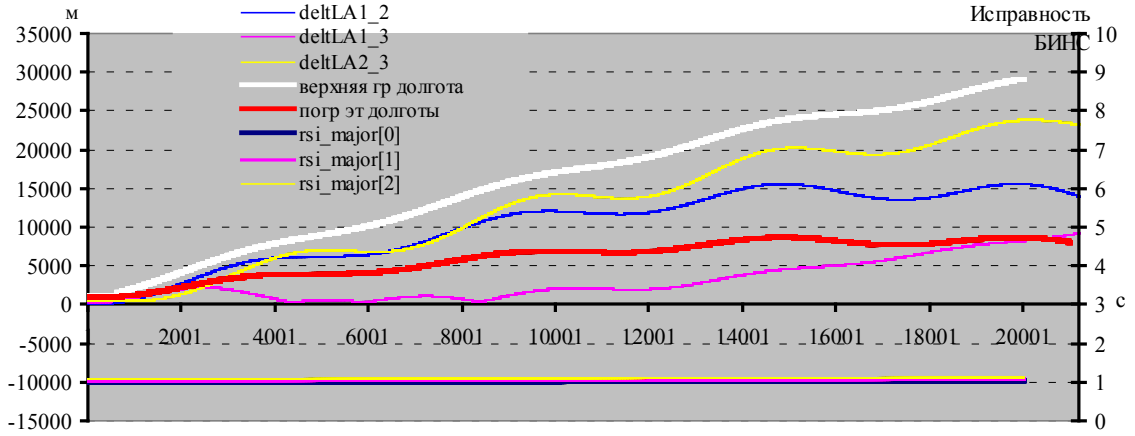


Рис. 5б. Эксперимент 1. Разности Δ_{j12}, Δ_{j23}, Δ_{j13} и границы «эталонного описания» (долгота)

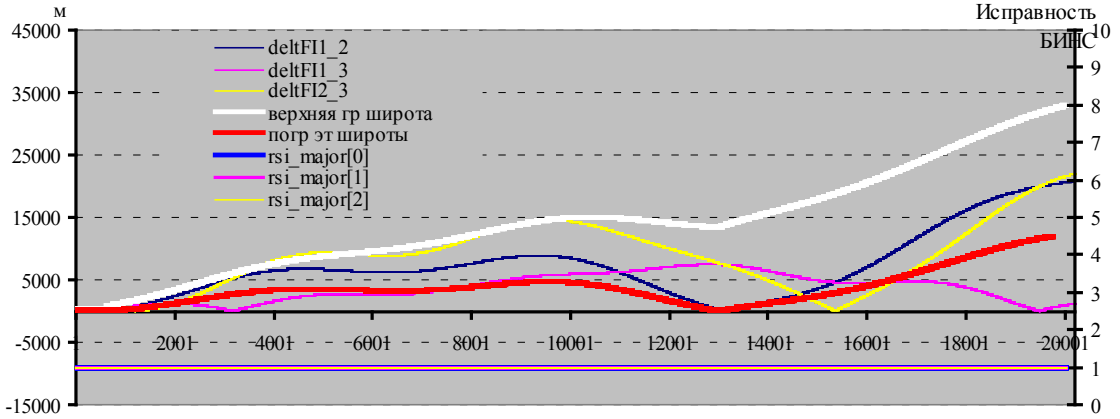


Рис. 6а. Эксперимент 2. Разности $\Delta_{j_{12}}$, $\Delta_{j_{23}}$, $\Delta_{j_{13}}$ и границы «эталонного описания» (широта)

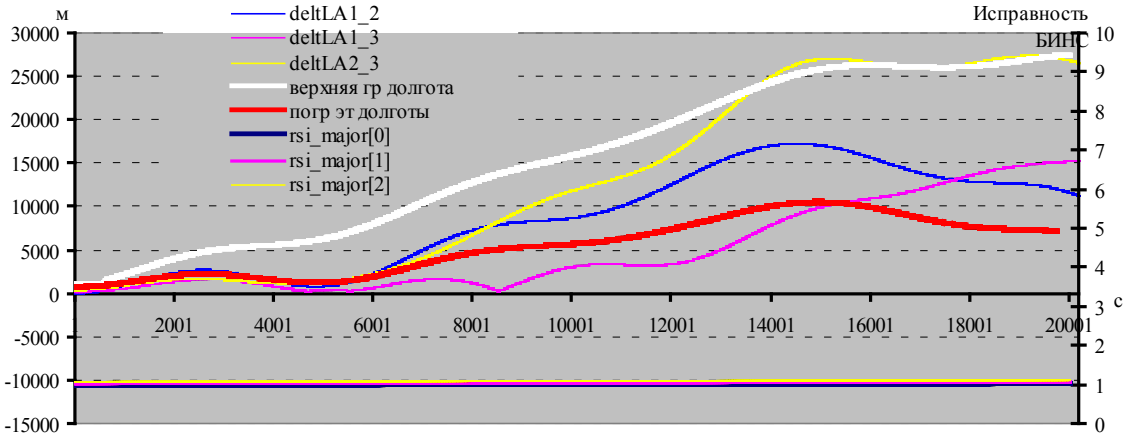


Рис. 6б. Эксперимент 2. Разности $\Delta_{j_{12}}$, $\Delta_{j_{23}}$, $\Delta_{j_{13}}$ и границы «эталонного описания» (долгота)

3. Недостатки, присущие обеим системам контроля, можно частично или полностью, что требует уточнения по результатам летных испытаний, компенсировать комбинацией двух видов контроля: «эталонного» и мажоритарного в случае запоминания результатов «эталонного контроля» при переходе на мажоритарный. Графики, приведенные на рисунках 7 и 8, иллюстрируют результат работы комбинированного контроля. Для времени полета $t_п$ = 7200 с был отключен корректор и соответственно снят режим работы «эталонного контроля» и произошло подключение мажоритарного контроля, начальным условием которого является: БИНС 1 – лучшая система, БИНС 2 и 3 в соответствии с рейтингом имеют худшие характеристики.

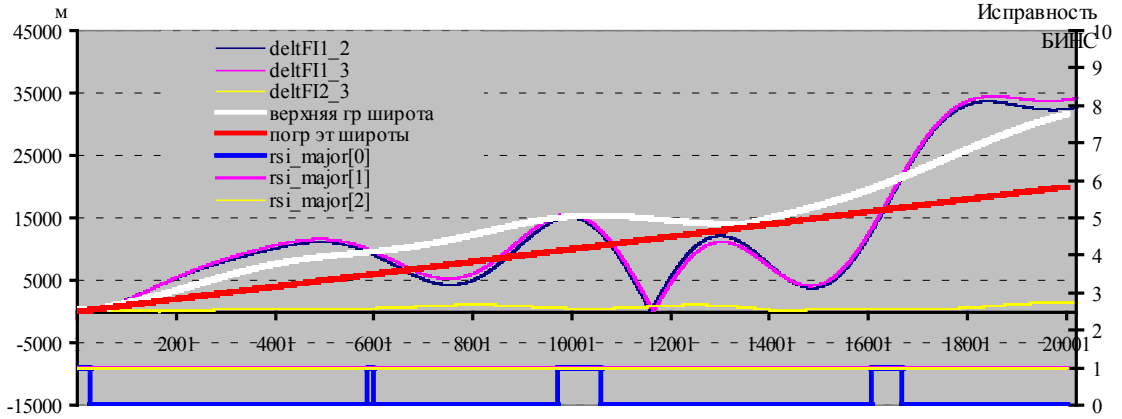


Рис. 7а. Эксперимент 3. Разности $\Delta_{j_{12}}$, $\Delta_{j_{23}}$, $\Delta_{j_{13}}$ и границы «эталонного описания» (широта)

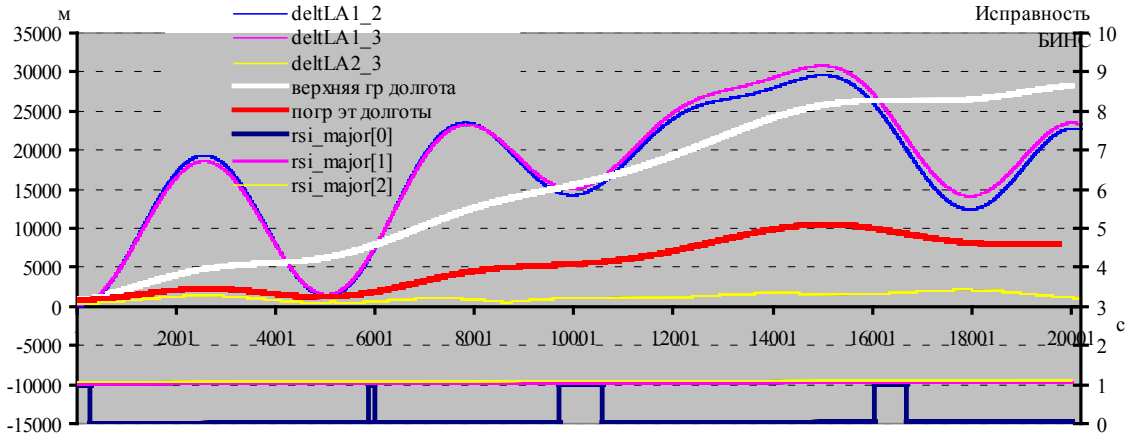


Рис. 7б. Эксперимент 3. Разности $\Delta_{j_{12}}$, $\Delta_{j_{23}}$, $\Delta_{j_{13}}$ и границы «эталонного описания» (долгота)

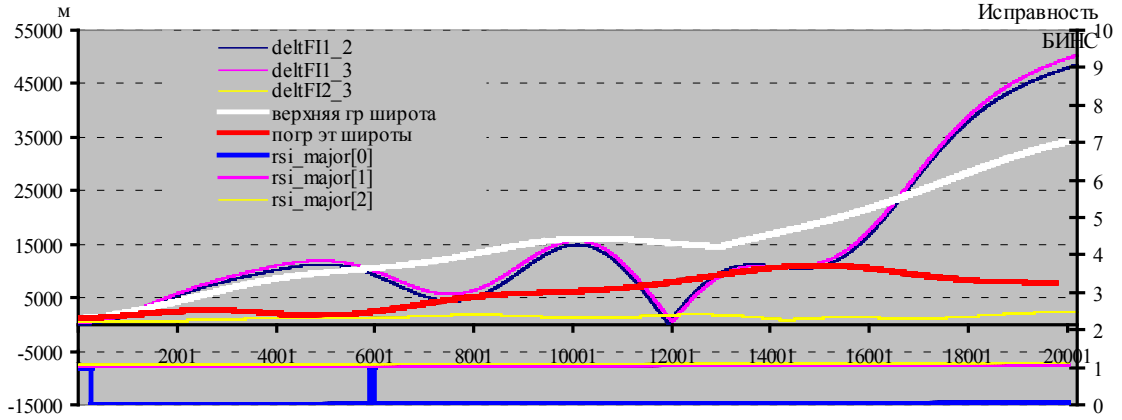


Рис. 8а. Эксперимент 4. Разности $\Delta_{j_{12}}$, $\Delta_{j_{23}}$, $\Delta_{j_{13}}$ и границы «эталонного описания» (широта)

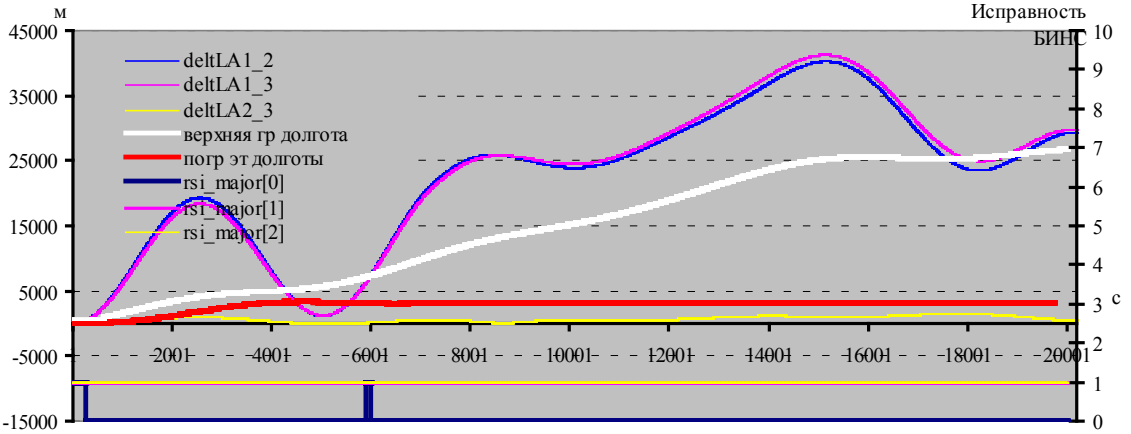


Рис. 8б. Эксперимент 4. Разности Δ_{j12}, Δ_{j23}, Δ_{j13} и границы «эталонного описания» (долгота)

В момент перехода на мажоритарный контроль t^m фиксируются следующие параметры:

$$\begin{aligned} \Delta_{1-2} &\le X_1^{t^m} - X_2^{t^m} = K_{1-2} + \varepsilon, \\ \Delta_{1-3} &\le X_1^{t^m} - X_3^{t^m} = K_{1-3} + \varepsilon, \\ \Delta_{2-3} &\le X_2^{t^m} - X_3^{t^m} = K_{2-3} + \varepsilon, \end{aligned} \qquad (1)$$

где X_i – контролируемый параметр; $K_{I\text{-}J}$ – фиксированное значение разности контролируемого параметра на момент перехода на мажоритарный контроль; ε – допустимое отклонение разности от фиксированного значения $K_{I\text{-}J}$

До тех пор, пока выполняется условие (1), как подтверждено проведенным моделированием, можно использовать результат работы «эталонного контроля». В случае нарушения этого условия, когда становится очевидным, что все три системы изменили свой рейтинг, появляется необходимость перехода на чисто мажоритарный контроль до появления какого-либо корректора и нового подключения «эталонный контроля».

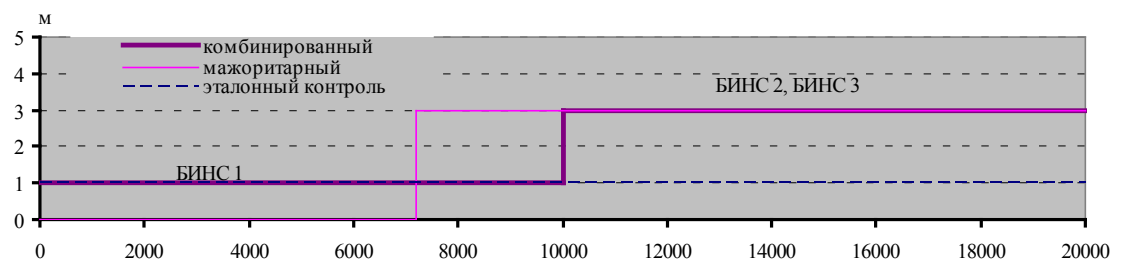


Рис. 8в. Эксперимент 4. Результаты совместной работы «эталонного» контроля и мажоритарного

Таким образом, влияние недостатков мажоритарного контроля можно существенно снизить, применяя комбинированную систему контроля и выявляя качественно лучшую систему из трех, имея возможность контролировать системы при отсутствии корректора (отключении «эталонного контроля»). Такой подход позволяет в целом повысить качество комплексной обработки информации и точность определения навигационных параметров.

Литература

1. Гавриленко Ю. В., Грошев В. В., Зайцева Н. А., Ткачева Т. П. Сравнительный анализ мажоритарного и статистического контроля при оценке качества функционирования БИНС // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами, вып. 7, М., 2013.

УДК 629.73.02; 681.5.01

МОДЕЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО АЛГОРИТМА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ДИСТАНЦИИ ТОРМОЖЕНИЯ САМОЛЕТА

А.М. ШЕВЧЕНКО, *к.т.н.,*
Г.Н. НАЧИНКИНА,
Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова Российской академии наук (ИПУ РАН)
Ю.И. СОЛОННИКОВ,
ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

Разработан усовершенствованный метод прогнозирования дистанции торможения воздушного судна на этапах прерванного взлета и посадки. Метод основан на энергетическом подходе к управлению полетом. Для повышения достоверности прогноза предложен алгоритм коррекции прогнозной дистанции. Алгоритм учитывает состояние основных средств торможения – реверсора тяги и интерцепторов. Выполнены стендовые испытания алгоритма прогнозирования с коррекцией в широком диапазоне скоростей и масс самолета при всевозможных состояниях поверхности взлетно-посадочной полосы. Приведены результаты испытаний для детерминированных и статистических процессов торможения.

Ключевые слова: *метод прогнозирования, энергетический подход, дистанция торможения, статистические испытания*

MODEL RESEARCH OF THE ENERGY ALGORITHM OF AIRCRAFT BRAKING DISTANCE FORECASTING

A.M. SHEVCHENKO*, PhD in Engineering,*
G. N. NACHINKINA,
The Institute of Control Sciences, RAS, Moscow
Y. I. SOLONNIKOV,
Moscow Institute of Electromechanics and Automatics (JSC “MIEA”)

The improved method of forecasting the brake distances of an aircraft during the rejected takeoff or landing is presented. The method is based on the energy approach to the flight control. For improving the likelihood of the forecast the algorithm of forecast correction was offer. The algorithm takes into account the state of the basic means of braking - the thrust reverser and spoilers. The forecasting algorithm with correction has been tested in a wide range of airspeed and the aircraft mass under various conditions on the runway surface. The results of tests for deterministic and statistical braking processes are given in the article.

Keywords: *forecasting method, the braking distance, the energy approach, statistical tests*

Введение

По мере расширения области полетов коммерческой авиации и интенсификации воздушных перевозок вопрос безопасности эксплуатации авиационной техники становятся все более острым. Повышенное внимание в последнее время уделяется безопасности операций на взлетно-посадочной полосе (runway safety).

По этому направлению в структуре ИКАО созданы международные комиссии с участием отечественных специалистов. Деятельность международных отделений освещается на специальном сайте www.icao.int/RunwaySafety.

Особую роль в вопросах безопасности авиационных перевозок играет «человеческий фактор». Статистика летных происшествий (ЛП) по материалам как зарубежных [1, 2], так и отечественных [3–5] исследований показывает устойчиво высокую долю ЛП, обусловленных участием человека в процессе выполнения полетного задания. Эта доля в зависимости от методик оценки колеблется от 50 до 70%. При этом на этапы взлета и посадки, как и во все предыдущие годы, приходится более половины ЛП [6].

Хронологический анализ ЛП не выявил тенденции к снижению общей аварийности. Более того, анализ состояния отечественного парка самолетов [7] показывает, что по мере совершенствования техники доля авиационных происшествий, связанных с недостатками систем самолетов и их характеристик, уменьшалась с 40% до 15%, а росла доля происшествий с 50% до 80%, обусловленных отклонениями в работе персонала, в основном экипажа.

Наземные участки траектории движения воздушного судна (ВС) выполняются под контролем или при непосредственном участии пилота в управлении. Ввиду высоких психологических нагрузок на пилота повышается вероятность ошибочных или несвоевременных действий. Возникновение непредвиденных или нештатных ситуаций при ограничении на время реакции может провоцировать стрессовые состояния пилота. Известны множество факторов, осложняющих полет ВС на заключительном участке траектории. Среди них выделяются такие, как:

1. Нарушения/отклонения, допускаемые экипажами ВС:
   - нестабилизируемые заходы на посадку;
   - нарушения взаимодействия в экипаже;
   - двойное управление на ВС типа А-320 или Суперджет;
   - перелеты при посадке;
   - перегрузка при посадке;
   - повышенная скорость на глиссаде;
   - неприменение реверса и интерцепторов;
   - потеря ситуативной осведомленности экипажем;

2. Влияние внешних активных возмущений:
   - покрытая слякотью взлетно-посадочная полоска (ВПП) (низкое сцепление);
   - попутный или боковой ветер;
   - столкновения ВС с птицами и животными;
3. Повреждения ВС на земле:
   - попадания посторонних предметов при взлете и посадке ВС.
   - повреждение или отказ двигателя;
   - неисправность тормозной системы;
   - разрушение пневматиков и др.

При таком разнообразии возмущающих факторов и при возникновении нештатных режимов движения становится очевидной необходимость улучшения информационной поддержки пилота и создание дружественной аудио-визуальной среды взаимодействия пилота с приборным оборудованием кабины. С этими целями нами были предложены методы и алгоритмы прогнозирования движения ВС на наземных участках траектории [8-11].

В настоящей работе метод прогнозирования дистанции торможения получил дальнейшее развитие. Для повышения точности и достоверности метод разработан алгоритм коррекции. Выполнены модельные испытания алгоритма прогнозирования в широком диапазоне условий торможения на ВПП.

1. Энергетический подход – методологическая основа метода прогнозирования

С позиций энергетического подхода движение летательного аппарата (ЛА) рассматривается в терминах его полной энергии и ее составляющих – потенциальной и кинетической.

В самой общей форме динамика систем управления описывается уравнением вида

$$\dot{X} = AX + BU.$$

В традиционных системах управления с обратной связью управление U формируется на базе отклонений ΔX некоторого подмножества вектора переменных состояния X.

Функционал качества также выбирается в классе

$$U = U(X, \Delta X).$$

Предложена концепция управления, в которой управляемой величиной является полная энергия движения $E = mgh + mV^2/2$. И тогда управление формируется как

$$U = U(E, \Delta E),$$

а функционал качества задается в форме

$$Q_x = Q_x(U, X, \Delta X), \;\; Q_E = Q_E(U, E, \Delta E).$$

Основываясь на таких постулатах, в [12,13] было получено *уравнение баланса энергий* для режимов движения на воздушных участках траектории полета:

$$\Delta H_E = \Delta H_E^{\text{дв}} + \Delta H_E^D + \Delta H_E^w.$$

Это уравнение устанавливает количественные соотношения между источником энергии и всеми ее потребителями. Уравнение записано в форме приращений удельной энергии движения:

$$H_E(*) = E(*) / mg = h + V^2 / 2g.$$

Удельная энергия имеет размерность метров, поэтому она называется также энергетической высотой. Уравнение содержит члены: ΔH_E – приращение энергетической высоты, $H_E^{\text{дв}}$ – удельная работа двигателя, H_E^D – затраты энергии на преодоление силы лобового сопротивления, H_E^w – работа ветра. Для каждого члена уравнения баланса энергий в [12,13] получены интегральные выражения.

Однако на режимах движения по ВПП возникают силы сопротивления со стороны опор шасси. Поэтому уравнение баланса энергий было обобщено на наземные режимы путем добавления члена $\Delta H_E^{\text{торм}}$, отражающего процесс поглощения энергии на преодоление механических сил торможения:

$$\Delta H_E = \Delta H_E^{\text{дв}} + \Delta H_E^D + \Delta H_E^{\text{торм}} + \Delta H_E^w.$$

Новый член представлен нами в форме:

$$\Delta H_E^{\text{торм}} = \int_{t_1}^{t_2} V \mu dt,$$

где μ – обобщенный нормированный коэффициент торможения, равный отношению суммарной силы сопротивления со стороны шасси к весу самолета. Коэффициент торможения μ, в свою очередь, может быть представлен как функция измеренного коэффициента сцепления колес с покрытием ВПП $k_{\text{сц}}$ и некоторого коэффициента эффективности использования тормозной системы $k_{\text{т}}$, учитывающего случайные отклонения характеристик работы системы от номинальных:

$$\mu = f\left(k_{\text{сц}}, k_{\text{т}}\right).$$

При полном обжатии тормозных колодок коэффициент торможения равен коэффициенту сцепления.

Полученное уравнение баланса энергий дает возможность формулировать очевидные терминальне задачи при ограничениях на совокупность координат в терминах обобщенной характеристики движения – полной энергии объекта.

2. Метод прогнозирования дистанции торможения

Причинами для экстренного торможения могут быть:

- ошибки пилотирования вследствие плохих метеоусловий (ветер, низкая облачность, плохая видимость);
- загрязнение покрытия ВПП (наличие воды, снега, льда, слякоти и др.);
- внезапное загромождение ВПП посторонними объектами или ее повреждение;
- отказы оборудования, организованные угрозы, нештатные или вынужденные маневры и др.

В таких ситуациях существует опасность выкатывания за пределы ВПП. В условиях дефицита времени необходимо оценить возможность экстренного торможения и останова в пределах ВПП или ухода на второй круг. Длину тормозного пути определим как расстояние, на котором скорость движения будет погашена от текущей до некоторой малой величины ε.

Прогнозируя этап торможения для самого общего случая, т. е. с этапа захода на посадку, будем учитывать высоту полета. Полная энергия движения на текущий момент равна

$$E(t_0) = 0,5 \times mV(t_0)^2 + mgh(t_0).$$

Прогнозное значение энергии в процессе движения по траектории длиной $S_{\text{прог}}$ изменяется под действием внешних сил:

$$E(t)_{\text{прог}} = 0,5 \times mV(t)^2 + mgh(t) + S_{\text{прог}} \sum_i F_i(t).$$

В число внешних сил F_i входят: тяга двигателя P (в том числе реверсивная), аэродинамические силы D, соответствующие текущей конфигурации, и силы торможения со стороны шасси $F_{\text{торм}}$. Последние зависят от коэффициента сцепления колес с покрытием, выпуска тормозных щитков и парашютов, а также от энергоемкости тормозной системы.

Моделирование текущего состояния или прямое измерение всех действующих сил являются неразрешимой задачей. Но измеримой реакцией равнодействующей этих сил является приобретаемое ускорение.

В настоящей методике предлагается вычислять сумму действующих сил естественным образом через продольное ускорение $a(t)$:

$$\sum_i F_i = ma(t),$$

которое на борту обычно определяется по измеряемой перегрузке $n_x(t)$:

$$a(t) = gn_x(t).$$

Критерием завершения процесса торможения может быть приближение скорости качения к какому-либо конечному значению, в частности, скорости рулежки. Выбрав критерий достижения терминального состояния в форме $V(t) \le \varepsilon$, где ε — малая или близкая к нулю величина, было получено выражение для текущей прогнозируемой длины тормозного пути:

$$D(t)_{\text{торм}} = S(t)_{\text{прог}} = 0,5\left(V(t)^2 - \varepsilon^2\right)\Big/ gn_x(t).$$

По вычисленной оценке предельной дальности до конечной точки траектории самолета в поле зрения пилота может быть сгенерировано сообщение о резерве дистанции безопасного торможения:

$$L(t)_{\text{резерв}} = L_{\text{ВПП}} - x(t)\, D(t)_{\text{торм}}.$$

Такое сообщение, безусловно, будет полезно для принятия пилотом решения об экстренном торможении или в случае невозможности — об уходе на второй круг.

3. Коррекция алгоритма прогнозирования

Очевидно, что информативность и применимость прогноза для повышения ситуационной осведомленности тем выше, чем более достоверны прогнозные оценки параметров движения по отношению к их реальным значениям.

Основной прогнозируемой величиной является длина тормозного пути $D_{\text{торм}}$ от текущего положения самолета на ВПП до точки, в которой скорость будет погашена до скорости руления $V_{\text{р}}$.

Наиболее простой и очевидный прогноз дистанции торможения вычисляется в процессе движения самолета по ВПП на основе текущих энергетических характеристик и действующих сил.

Ясно, что все силы в процессе движения меняются или по какой-либо программе (в соответствии с наставлениями и инструкциями РЛЭ), или в связи с непредвиденными обстоятельствами (изменение сцепления, отказы двигателя, тормозной силы, ветер и др.).

Расчетные номограммы во всех наставлениях и руководствах по летной эксплуатации составляются для штатных состояний узлов и агрегатов самолета и при условии их задействования согласно (строго

в соответствии) командам от автоматических систем или от экипажа. Это касается всей последовательности операций в процессе посадки: выравнивания, касания основных опор, опускания носовой опоры, включения и выключения реверса, выпуска и уборки интерцепторов, обжатия и отпускания колесных тормозов, перестановки механизации крыла. При этом любая операция может выполняться как в автоматическом, так и в ручном режимах.

Кроме того, ветер и осадки могут изменить предполагаемые или расчетные условия на ВПП. Все эти факторы приводят к тому, что каждый реальный полет в общем случае представляет собой цепь случайных процессов, следовательно рассчитываемые априори оценки движения самолета по ВПП не совпадают с реальными.

Поэтому прогноз не может совпадать с реальным процессом и всегда содержит погрешность или неопределенность. Более того, прогноз по текущей ситуации всегда оказывается оптимистичным, т. к. основные силы торможения уменьшаются по мере снижения скорости движения. Для повышения достоверности прогноза в данной работе предлагается новый более эффективный метод коррекции алгоритмов прогнозирования.

Этот метод допускает, что использование имеющихся технических средств торможения (включая тормозную систему шасси, реверс тяги, выпуск интерцепторов) может производиться не в соответствии с нормативами, а по достаточно произвольным сценариям на пробеге.

Коррекция определялась на основе статистической обработки результатов модельных экспериментов. Было выполнено большое число модельных экспериментов на множестве условий пробега. Это множество включало разброс посадочных масс, скоростей и коэффициента сцепления.

Наиболее сильное влияние на динамику движения по ВПП оказывает величина и направление тяги двигателей. Моделировалась типовая последовательность режимов двигателя: малый газ, промежуточный реверс, максимальный реверс и сброс до малого газа.

Отказ двигателя моделировался уменьшением общей тяги в два раза. При этом контур управления двигателями восстанавливал тягу за 3 – 4 с. Поэтому адаптации алгоритма прогнозирования к состоянию отказа не требовалось, коррекция алгоритма вводилась только на период включения максимального реверса.

Повышение достоверности прогноза в работе достигается введением в алгоритм прогнозирования масштабного коэффициента коррекции Q результатов прогнозирования, полученных по текущим параметрам движения воздушного судна. Корректированная длина тормозного пути находится в виде

$$D_{\text{торм_кор}} = QD_{\text{торм}}.$$

Целью коррекции являлось приближение расчетной прогнозируемой дистанции до конечной точки пробега к фактической.

Было установлено, что наибольшие погрешности прогноза возникали на участках с максимальным реверсом и с выпущенными интерцепторами. Поэтому алгоритм коррекции был сконструирован для каждого из этих участков. Эти режимы всегда идентифицируются в системе управления, и поэтому переключение вида коррекции не вызывает затруднений.

Идентификаторами режимов являются логические переменные $J_{\text{рев}}$ и $J_{\text{инт}}$, коэффициент коррекции также различается по режимам

$$Q_{\text{кор}} = \begin{cases} Q_{\text{рев}}, & \text{если} \quad J_{\text{рев}} \geq 1, \\ Q_{\text{инт}}, & \text{если} \quad J_{\text{инт}} \geq 1. \end{cases}$$

Как было установлено в модельных экспериментах, в начале тормозного пути наибольшее влияние на ошибки прогнозирования имеют обобщенный коэффициент торможения μ и скорость качения V. Поскольку коэффициент торможения μ в наибольшей степени зависит от коэффициента сцепления $k_{\text{сц}}$, который и сообщается на борт для расчета посадки или перед разбегом, то коэффициент коррекции $Q_{\text{рев}}$ в явном виде учитывал именно эти факторы

$$Q_{\text{рев}} = k_{\text{рев}}(k_{\text{сц}}) \times k_{\text{рев}}(V).$$

Формульная аппроксимация коэффициента коррекции найдена методом регрессионного анализа результатов модельных испытаний на режимах торможения во всевозможных погодных условиях

$$k_{\text{рев}}(k_{\text{сц}}) = 2{,}42(k_{\text{сц}})^2 - 3{,}45k_{\text{сц}} + 2{,}35.$$

Многие процедуры по использованию средств торможения выполняются в зависимости от скорости. Поэтому следующим шагом на пути улучшения правдоподобия прогноза было введение в алгоритм прогнозирования дополнительной настройки коэффициента коррекции по скорости.

Из множества возможных вариантов был выбран метод масштабирования по относительной скорости.

Эмпирическая зависимость от скорости была найдена в виде

$$k_{\text{рев}}(V) = k_1(k_0 + (1 - k_0)V \,/\, V_{\text{н}}),$$

где $V_{\text{н}}$ – начальная скорость торможения.

Настроечные коэффициенты k_0 и k_1 определялись методом поиска на множестве полетных условий по критерию минимума средней погрешности прогноза.

Фрагмент окна настроек стенда показан на рис. 5.

В отличие от метода коррекции, изложенного ранее [13], где коррекция производилась по сложной зависимости на протяжении всей траектории торможения, в настоящей работе предложено корректировать прогноз за пределами реверсного участка только на период времени с выпущенными закрылками. Это выполняется простым масштабированием

$$Q_{\text{инт}} = k_{\text{инт}}.$$

Значения $k_{\text{инт}}$ для всех условий торможения были найдены методом поиска по критерию минимальной ошибки за весь полет.

Такой метод раздельной коррекции в зависимости от используемых средств торможения показал достаточно хорошую степень приближения прогнозных оценок к фактической траектории.

4. Моделирующий стенд для испытаний алгоритмов прогнозирования

Исследования алгоритмов прогнозирования проводились на компьютерном моделирующем стенде. В составе стенда содержалась полная сертифицированная модель самолета Ту-204 со штатной системой управления, включая модель двигателя и модель шасси. Стенд оснащен сервисными средствами для задания условий эксперимента, обработки и регистрации результатов.

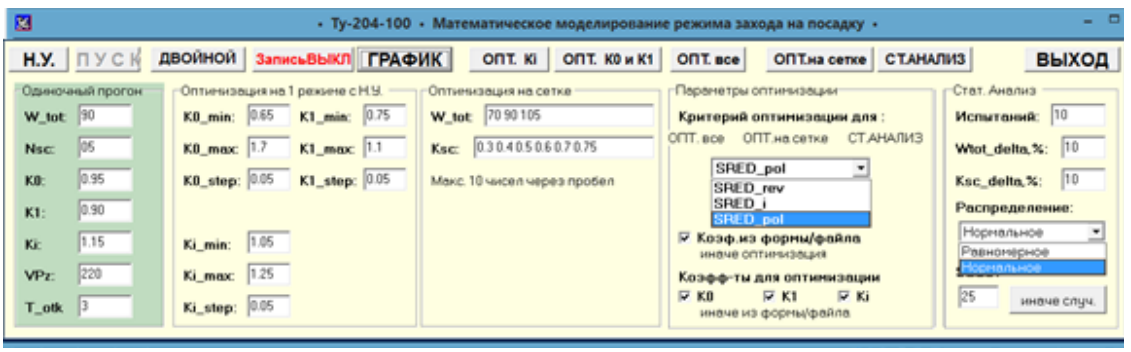


Рис. 1. Окно настроек условий моделирования

Фрагмент главного окна программы, показывающий возможности настроек, представлен на рис. 1. Исследования могут проводиться в трех режимах:

1. *Одиночный полет.* Начальные условия полета могут задаваться с любым сочетанием масс, начальных скоростей, коэффициента сцепления и времени отказа двигателя. Коэффициенты алгоритма коррекции могут быть назначены оператором принудительно в левой области окна настроек, выбраны из имеющейся базы данных или найдены оптимальные перед каждым пуском.

2. *Поиск оптимальных коэффициентов для алгоритма прогнозирования.* Для минимизации временных затрат программная реализация процедуры поиска имела ряд настроек. Поиск может производиться выборочно только для одного k_i, для пары k_0 и k_1 или для всех трех коэффициентов одновременно. Имеется возможность произвести поиск на одном режиме или на сетке режимов. Возможны четыре варианта критериев поиска оптимальных коэффициентов: минимум модуля средней ошибки на участке реверса (SRED_rev), минимум на режиме с выпущенными интерцепторами (SRED_i), минимум модуля средней ошибки за весь полет (SRED_pol) и минимум средней арифметической ошибки (со знаком). Могут быть заданы верхние и нижние границы диапазона поиска и шаг вариаций каждого из искомых коэффициентов.
3. *Статистические испытания алгоритмов прогнозирования.* Из окна настроек заказываются номинальная масса, коэффициент сцепления и начальная скорость. Могут быть назначены количество испытаний, разброс масс и коэффициента сцепления в процентах от номинальных значений и тип закона распределения – равномерный и нормальный. Серии испытаний могут выполняться с одинаковыми квазислучайными выборками или с неповторяющимися случайными последовательностями.

Для подтверждения правдоподобия прогноза были проведены специальные исследования погрешностей прогнозирования траектории по отношению к реальному движению самолета.

Мерой правдоподобия прогноза была принята усредненная погрешность расчета текущей дистанции торможения по отношению к реальному процессу.

Чтобы иметь возможность сравнения прогнозных оценок процесса с реальным процессом, моделирование выполнялось дважды. В первом прогоне регистрировался реальный полет и фиксировалась конечная точка, а во втором вычислялась прогнозные оценки дальности до точки, в которой скорость качения самолета снижается до скорости рулежки. Поэтому в процессе движения имелась возможность вычислять текущие погрешности и вести их статистическую обработку.

На рис. 2 показан пример эффективности предложенного метода коррекции. Графики показывают прогноз дистанции торможения без коррекции и с коррекцией. Условия моделирования были следующие: масса 90 т, коэффициент торможения предельно низкий 0,30, первоначальная скорость полета 220 км/ч. Видно, что средняя арифметическая ошибка прогноза тормозного пути в начале процесса не превосходит 40 м, а на конечном участке находится в пределах 10 м.

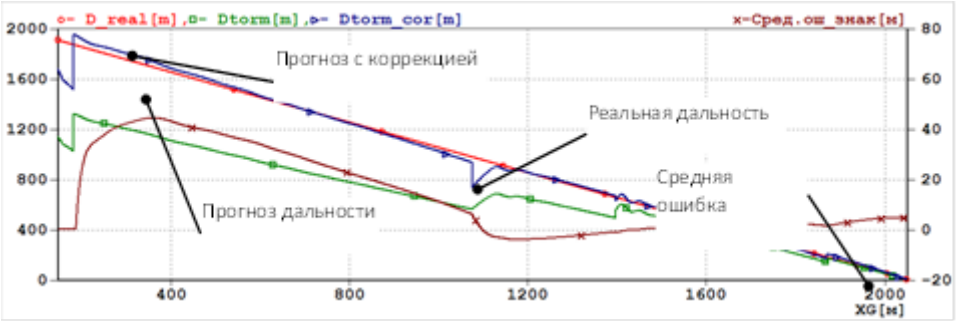


Рис. 2. Эффективность коррекции алгоритма прогнозирования

Качество прогнозирования дистанции торможения в различных ситуациях предложенным энергетическим методом с коррекцией демонстрируется рис. 3. На рисунке показаны средние накопленные абсолютные ошибки за весь процесс торможения на множестве условий с различными массами в диапазоне от минимальной 70 т до максимальной 105т и коэффициентами сцепления от 0,3 до 0,75. Обращает на себя внимание всплеск ошибок при торможении на покрытии с коэффициентом сцепления 0,35 для всех масс. Объяснение этому явлению было найдено после анализа работы автоматической системы торможения на этом самолете. Для исключения эффектов аквапланирования или неуправляемого юза колес на некоторых режимах движения система организует специальный режим торможения, отличающийся от стационарного, который плохо прогнозируется. За исключением особого режима средние ошибки прогнозирования находятся в пределах 25 м, что по отношению к длине тормозного пути является достаточно хорошим приближением. Малые ошибки в различных условиях свидетельствуют о хорошей адаптируемости структуры корректирующей цепи и о высоком качестве метода настроек оптимальных коэффициентов коррекции.

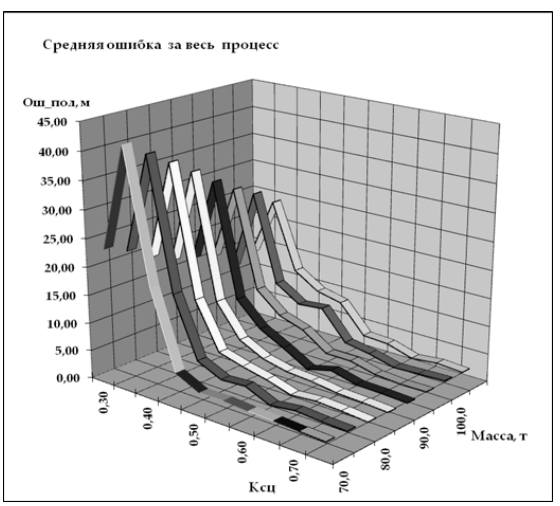


Рис. 3. Ошибки прогнозирования на множестве условий торможения

5. Статистические испытания алгоритмов прогнозирования

Существуют два фактора полета, которые не доступны для измерения непосредственно на траектории в каждый текущий момент – это масса самолета и обобщенный коэффициент торможения μ, который в свою очередь зависит от измеряемого аэродромными службами коэффициента сцепления $k_{сц}$.

Поэтому в реальном полете они являются случайными величинами. В этой связи представляет интерес исследование погрешности прогноза при случайных вариациях массы и коэффициента сцепления.

Нами исследовались две альтернативные гипотезы относительно характера случайностей: с нормальным и с равномерным законом распределения. Моделировались случайные вариации посадочной массы и коэффициента сцепления в диапазоне ±10% от номинальных.

Были выполнены моделирования режимов торможения для нескольких типовых условий на пробеге. В каждой серии модельных испытаний выполнялось 1000 пробежек. В каждом процессе регистрировались следующие ошибки прогноза:

- на участке с максимальным реверсом тяги,
- на участке с выпущенными интерцепторами,
- среднее значение модуля ошибки за весь полет,
- среднее значение арифметической ошибки за полет.

В таблице 1 приведены погрешности прогнозирования дистанции торможения с оптимальными коэффициентами коррекции алгоритма. В таблице даны 4 вида оценок по участкам траектории. Для сравнения даны результаты при нормальном и равномерном законах распределения случайных масс и коэффициента сцепления. Как следует из анализа данных в таблице, предположение о нормальном законе распределения показывает существенно меньшее влияние неточностей при задании текущих значений массы и коэффициента сцепления по сравнению с равномерным законом. Кроме того, исследования [14] доказывают, что распределения погрешностей достаточно хорошо аппроксимируются именно нормальным законом. Данные в таблице также подтверждают правомерность нашего утверждения, что подавляющую долю погрешностей вносит режим с реверсом тяги и меньшую – режим с выпущенными интерцепторами. Отметим, что оптимизация коэффициентов коррекции производилась по наиболее строгому критерию – по минимуму модуля отклонения прогноза от реальной траектории, осредненного по всей траектории. При таком критерии разнополярные девиации прогнозной траектории не компенсировались взаимно в результате осреднения, а приводили к выбору в качестве оптимального того процесса, который наиболее компактно примыкает к реальному. В таблице также приведены средние арифметические погрешности. Именно эти погрешности

интуитивно воспринимаются пилотом как показатель качества прогноза. В нашем анализе весьма малые (в пределах 10 м) средние арифметические погрешности за весь процесс торможения являются лишь количественной оценкой достаточно высокой степени достоверности прогноза предложенным методом.

Табл. 1. Ошибки прогноза дальности на участках траектории

	Нормальное распределение				Равномерное распределение			
Скорость, км/ч	Реверс	Интер-цептор	За весь путь	За весь путь (арифм.)	Реверс	Интер-цептор	За весь путь	За весь путь (арифм.)
240	51,24	27,30	55,86	-2,50	121,00	34,28	125,18	-11,98
220	69,88	22,09	69,34	-8,05	117,55	38,43	118,91	-11,20
200	64,96	25,06	64,22	-6,15	112,61	44,65	113,84	-8,18
180	51,51	26,10	51,54	-3,49	96,03	49,54	97,41	-6,16

Были проведены исследования чувствительности (робастности) настроек коэффициентов коррекции от каждого из двух случайных факторов. Для этого выполнен статистический анализ ошибок прогноза при вариациях массы в очень широких пределах при фиксированном коэффициенте сцепления. Закон распределения был принят равномерным.

При вариациях массы в пределах 10% от номинальной ошибки прогноза за весь полет практически не менялись. Среднее значение модуля ошибки за весь пробег $M\left(\left|\Delta D_{\text{торм}}\right|\right) = 6,43$ м, а $CKO\left(\left|\Delta D_{\text{торм}}\right|\right) = 2,27$ м.

Затем был выполнен аналогичный анализ, но при вариациях коэффициента сцепления и фиксированной массе. В этом эксперименте было зарегистрировано $M\left(\left|\Delta D_{\text{торм}}\right|\right) = 118,11$ м и $CKO\left(\left|\Delta D_{\text{торм}}\right|\right) = 84,47$ м. Эти данные свидетельствуют о том, что оптимальные настройки алгоритма коррекции остаются приемлемыми в широком диапазоне отклонений масс, но весьма критичны к заданию коэффициента сцепления.

Выводы

Разработан усовершенствованный алгоритм прогнозирования дистанции торможения на основе энергетического подхода к управлению. Предложен метод коррекции результатов прогноза. Разработан компьютерный исследовательский стенд для испытания алгоритмов прогнозирования. Стенд содержит сертифицированную модель самолета Ту-204, пакет программ расчета прогнозных величин и их статистической обработки, а также средства регистрации результатов испытаний.

Были выполнены детерминированные и статистические модельные испытания алгоритмов в широком диапазоне условий торможения, включая экстремальные. Выявлены неустойчивые режимы торможения. За их исключением суммарные погрешности прогноза на всей дистанции торможения находятся в пределах 24 м. Погрешности меняются в процессе движения по траектории. Наибольшие абсолютные и относительные погрешности имеют место в начале режима торможения. По мере приближения к конечной точке погрешности обнуляются. В результате проведенных исследований создана база данных по оптимальным настройкам алгоритма прогнозирования тормозного пути. Эта база содержит оптимальные коэффициенты коррекции во всем диапазоне условий на пробеге, включая посадочные массы, скорости и коэффициенты сцепления.

Проведенные статистические испытания алгоритмов прогнозирования показали их высокую достоверность и правдоподобие.

Предметом дальнейших исследований должны быть вопросы программной реализации базы данных для оптимальных коэффициентов коррекции. Предстоит сделать выбор между интерполяцией табличных функций и аппроксимацией их аналитическими функциями.

В перспективе реализация метода прогнозирования на борту повысит ситуативную осведомленность экипажа и облегчит принятие решений в критических ситуациях.

Литература

1. Rallo N. The European Regional Aviation Safety Group (RASG-EUR)// FSFI International Workshop, 15 May 2012.
2. Rallo N. Runway safety: the big picture // ICAO Regional Runway Safety Seminar (RRSS). Moscow, 6–8 November 2012.
3. Sharov V. Development of Overrun Prognosis System in Volga-Dnepr Airline.//ICAO Regional Runway Safety Seminar (RRSS). Moscow, 6–8 November 2012.
4. Jarinov S. Role of the Regulator // ICAO Regional Runway Safety Seminar (RRSS). Moscow, 6–8 November 2012
5. Шаров В. Д. Методика оценки вероятности выкатывания воздушных судов за пределы ВПП при посадке. //Научный вестник МГТУ Гражданской Авиации, № 122, 2007
6. Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents. Worldwide Operations 1959 – 2012. Boeing. August 2012. http://www.boeing.com/news/techissues/pdf/statsum.pdf.
7. Кофман В. Д., Полтавец В. А., Теймуразов Р. А. Сравнительный анализ безопасности полетов отечественных и зарубежных самолетов. //Транспортная безопасность и технологии. № 4(5), декабрь 2005.
8. Борисов В. Г., Павлов Б. В., Шевченко А. М. Средства информационной поддержки пилота в нештатных ситуациях // Матер. 7-й науч.-техн. конф. «Мехатроника, автоматизация, управление». СПб. ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор», 2010. С. 74 77.
9. Шевченко А. М., Павлов Б. В., Начинкина Г. Н. Метод прогнозирования взлета самолета при наличии высотных препятствий // Изв. Южного федерального университета. Техн. науки. 2012. №3. с. 167 172. Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ.
10. Shevchenko A. M. Some Means for Informational Support of Airliner Pilot // 5th Int. Scientific Conf. on Physics and Control (Physcon 2011). Leon, Spain. Sept. 5 8, 2011. P. 1 5 http://lib.physcon.ru/doc?id=78f90e41e746/.
11. A. Kuznetsov, A. Shevchenko, Ju. Solonnikov. The Methods of Forecasting Some Events During the Aircraft Takeoff and Landing, //19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace (ACA2013). Germany.2013.
12. Завершинский В. В. Метод построения и информационно-математическое обеспечение бортовой автоматизированной систеымы снижения риска выкатывания воздушных судов на пробеге. Тема диссертации по ВАК 05.22.14.

Правила оформления материалов, направляемыхдля опубликования в журнале «Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами»

– Для опубликования в журнале принимаются статьи объемом до 30 стр., а также краткие сообщения объемом до 5 стр.

– Статья должна иметь аннотацию не более 600 знаков, ключевые слова.

– На первой странице должны быть указаны: фамилии и инициалы авторов, полное название текста статьи без сокращений, проставлен индекс УДК.

– Материалы должны быть подготовлены в формате *.doc, лист А4, ориентация книжная (вертикальное расположение), шрифт Times New Roman, размер шрифта 12, интервал между строками одинарный, поля (мм): верхнее 22, нижнее 50, левое 30, правое 28, расположение страниц зеркальное. Установить «Автоматическую расстановку переносов».

– Формат формул в MathType или Microsoft Equation: Define Sizes, Full 12 pt, Subscript/Superscript 7 pt, Sub-Subscript/Superscript 5 pt, Symbol 18 pt, Sub-Symbol 12 pt.

– Иллюстрированный материал представляется в формате *.jpg, *.bmp , *.png (разрешение не менее 300 точек на дюйм) или в виде рисунка Word, фрагменты которого объединены в единый объект.. Цветные иллюстрации приветствуются.

– В конце текста указывается информация о каждом авторе: Ф. И. О., ученая степень, ученое звание, полное название организации, должность, почтовый адрес, контактные телефоны (служебный, мобильный или домашний), адрес электронной почты.

– В редакцию предоставляется электронный носитель с текстом статьи и ее распечатка в двух экземплярах, подписанная всеми авторами.

– К статье прилагается экспертное заключение о возможности ее открытой публикации, рецензия, лицензионный договор.

– Плата с авторов за публикацию рукописей не взимается.

Содержание

О. А. Бабич, С. Н. Фесенко
Использование 2-критерия в адаптивном «сигма-пойнт» калмановском фильтре инерциально-спутниковой навигационной системы.....6

А. Г. Кузнецов, Б. И. Портнов, Е. А. Измайлов
Современные бесплатформенные инерциальные навигационные системы двух классов точности.....24

А. Г. Кузнецов, И. Ю. Касьянов, О. Б. Кербер, В. Е. Куликов
Операционный процесс разработки алгоритмов систем автоматического управления полетом самолетов.....33

Г. М. Алакоз, А. И. Аюпов, С. И. Пляскота, А. А. Чепелев
Беспилотники в ресурсном гиперпространстве.....44

В. П. Школин, В. В. Алымов, С. С. Теренин, В. В. Щербак
К вопросу формирования стартовой линейки тренажерного комплекса современного самолета гражданской авиации.....56

К. А. Афенко, Ю. В. Гавриленко, В. В. Грошев, Н. А. Зайцева
Методы контроля навигационной информации инерциальной системы.....64

А. М. Шевченко, Г. Н. Начинкина, Ю. И. Солонников
Модельные исследования энергетического алгоритма прогнозирования дистанции торможения самолета.....76