

М. С. Селезнева, канд. тех. наук, доц., m.s.selezneva@mail.ru,
МГТУ им. Н. Э. Баумана, г. Москва

Управление критериями селекции алгоритма самоорганизации в задачах коррекции навигационных систем маневренных летательных аппаратов*

Исследована задача построения моделей с желаемыми свойствами, которые применяются в алгоритмическом обеспечении прицельно-навигационного комплекса летательного аппарата. От качества используемых математических моделей во многом зависит точность коррекции прицельно-навигационного комплекса, поэтому предлагается строить модели непосредственно в процессе полета с помощью какого-либо эволюционного алгоритма, например с помощью алгоритма самоорганизации. В ансамбль критериев селекции алгоритма самоорганизации включены различные критерии, определяющие свойства отбираемых моделей. В зависимости от области применения моделей посредством алгоритма самоорганизации с изменяемым ансамблем критериев селекции им придаются желаемые свойства. Ансамбль селекции состоит из общих и специальных критериев, а также управляемой комбинации качественных критериев, избирательно улучшающих характеристики моделей. При изменении режима полета влияние того или иного специального критерия на исследуемый процесс меняется. Изменение ансамбля критериев селекции алгоритма самоорганизации происходит автоматически в процессе полета. В качестве улучшаемых качественных характеристик использованы степени наблюдаемости, управляемости и параметрической идентифицируемости. С течением времени степени наблюдаемости, управляемости и параметрической идентифицируемости могут меняться. Компоненты, которые были хорошо наблюдаемы, со временем могут перейти в разряд слабонаблюдаемых. Слабонаблюдаемые компоненты вектора состояния, хотя и являются формально наблюдаемыми, на практике не подвергаются обработке посредством алгоритмов оценивания, так как их оценку возможно улучшить лишь на достаточно больших интервалах функционирования системы. Аналогичная ситуация складывается и с моделями при исследовании качества их управляемости, а также с параметрами моделей при их идентификации. Представлен алгоритм управления качественными критериями селекции и схема алгоритма формирования моделей при коррекции перспективного прицельно-навигационного комплекса летательного аппарата. Проведено математическое моделирование для различных режимов полета летательного аппарата, таких как прямолинейный полет, разнорысотный полет. Результаты проведенного моделирования показали работоспособность и эффективность предложенных алгоритмических решений.

Ключевые слова: летательный аппарат, прицельно-навигационный комплекс, самоорганизация моделей, алгоритм управления, ансамбль критериев, качественные характеристики

Введение

При разработке перспективных прицельно-навигационных комплексов (ПНК) маневренных летательных аппаратов (ЛА) для повышения точностных характеристик используются методы алгоритмической коррекции отдельных навигационных систем и ПНК в целом [1, 2]. В алгоритмическом обеспечении ПНК используются математические модели корректируемых процессов [1, 3]. От качества моделей в большой степени зависит точность проводимой коррекции ПНК. Для придания моделям улучшенных свойств использована концепция динамического системного синтеза [4, 5]. Эта концепция позволяет сформировать модели с улучшенными свойствами [4, 6, 7]. Однако выбор характеристик моделей, подлежащих улучшению, в работе [4] осуществляется без

учета целевого применения моделей в алгоритмическом обеспечении ПНК. Например, применение моделей с улучшенными характеристиками наблюдаемости и управляемости при использовании в алгоритме оценивания в схеме коррекции навигационной системы в выходном сигнале [8] нецелесообразно. В алгоритме оценивания используются модели с повышенными степенями наблюдаемости переносных состояния [9, 10], а увеличение степени управляемости приводит к увеличению вычислительных затрат, времени построения модели и снижению точности по сравнению с моделями, имеющими только повышенную степень наблюдаемости. Целевое использование моделей в алгоритмическом обеспечении ПНК обеспечивается релейным алгоритмом управления критериями в ансамбле селекции алгоритма самоорганизации.

В условиях интенсивного маневрирования ЛА параметры ПНК изменяются. Коррекция ПНК осуществляется в процессе полета с ис-

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-79-10028, <https://rscf.ru/project/23-79-10028/>

пользованием алгоритмического обеспечения с изменяемой конфигурацией. Изменение комплекса алгоритмов коррекции происходит автоматически в процессе полета ЛА, поэтому набор критериев в ансамбле селекции алгоритма самоорганизации также должен меняться автоматически в процессе функционирования. Таким образом, создание алгоритма управления критериями в ансамбле селекции алгоритма самоорганизации при построении моделей с желаемыми свойствами представляет собой актуальную задачу при синтезе перспективных ПНК ЛА.

Алгоритмические схемы коррекции навигационных систем

При функционировании навигационных систем ПНК обычно используется компенсация их погрешностей с помощью алгоритмов оценивания (рис. 1), с использованием регулятора (рис. 2), алгоритма прогноза (рис. 3), алгоритма идентификации (рис. 4).

Структурная схема инерциальной навигационной системы (ИНС), корректируемой от внешней измерительной системы с алгоритмом оценивания, представлена на рис. 1.

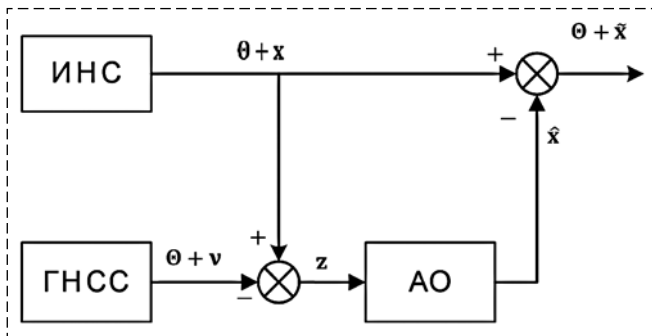


Рис. 1. Структурная схема коррекции ИНС с алгоритмом оценивания
Fig. 1. Block diagram of INS correction with an estimation algorithm

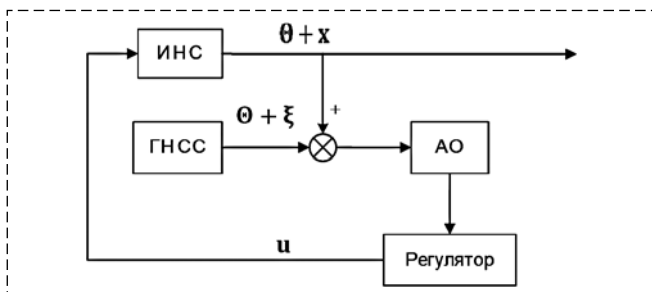


Рис. 2. Структурная схема коррекции ИНС с регулятором
Fig. 2. Structural diagram of INS correction with a regulator

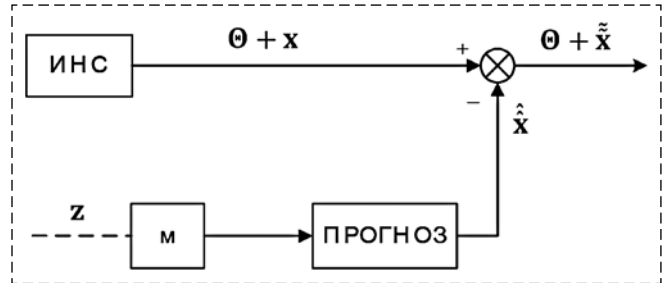


Рис. 3. Структурная схема коррекции ИНС с алгоритмом прогноза
Fig. 3. Structural diagram of INS correction with a prognosis algorithm

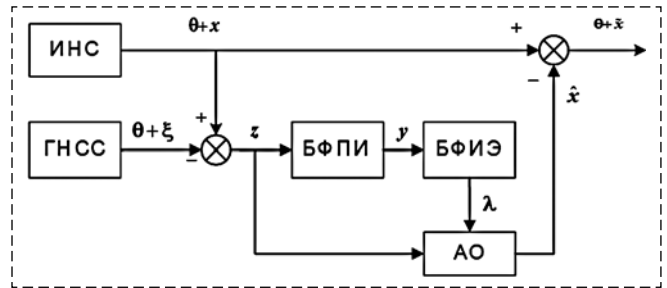


Рис. 4. Структурная схема коррекции ИНС с алгоритмом идентификации
Fig. 4. Structural diagram of INS correction with an identification algorithm

На рис. 1–4: ГНСС — глобальная навигационная спутниковая система; АО — алгоритм оценивания; Θ — истинная навигационная информация; x — вектор погрешностей ИНС; v — вектор погрешностей ГНСС; z — вектор измерений; \hat{x} — оценка вектора погрешностей ИНС; \tilde{x} — ошибки оценивания погрешностей ИНС; М — алгоритм построения моделей; БФПИ — блок формирования приведенных измерений; БФИЭ — блок формирования идентифицируемых элементов.

Во всех схемах коррекции использован алгоритм самоорганизации. Применение априорных моделей в схемах коррекции навигационных систем высокоманевренного ЛА приводит к снижению точности коррекции. Характер погрешностей навигационных систем ПНК существенно меняется при совершении маневров ЛА.

Редуцированный алгоритм управления критериями ансамбля селекции алгоритма самоорганизации

Рассмотрим три качественных критерия: критерий степени управляемости, степени наблюдаемости и степени параметрической идентифицируемости.

При исследовании степени наблюдаемости переменных состояния нестационарного объекта уравнение объекта описывается в следующем дискретном виде [1, 11]:

$$\mathbf{x}_k = \Phi_{k,k-1}\mathbf{x}_{k-1} + \Gamma_{k-1}\mathbf{w}_{k-1}, \quad (1)$$

где \mathbf{x}_k — вектор состояния; \mathbf{w}_{k-1} — вектор входного возмущения; $\Phi_{k,k-1}$ — матрица объекта; Γ_{k-1} — матрица входа.

Уравнение измерений имеет вид

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k\mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k, \quad (2)$$

где \mathbf{z}_k — вектор измерений; \mathbf{v}_k — вектор ошибок измерения; \mathbf{H}_k — матрица измерений.

Разобьем каждый шаг измерений на n (порядок системы) подтактов $[t_k, t_{k+n-1}]$ и выразим эти измерения через вектор состояния в начальном подтакте t_k измерений этого шага:

$$\begin{aligned} \mathbf{z}_k &= \mathbf{H}_k\mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k; \\ \mathbf{z}_{k+1} &= \mathbf{H}_{k+1}\Phi_{k+1,k}\mathbf{x}_k + \mathbf{H}_{k+1}\Gamma_k\mathbf{w}_k + \mathbf{v}_{k+1}; \\ &\dots \dots \dots \\ \mathbf{z}_{k+n-1} &= \mathbf{H}_{k+n-1}\Phi_{k+n-1,k+n-2} \dots \Phi_{k+1,k}\mathbf{x}_k + \\ &+ \mathbf{H}_{k+n-1}\Phi_{k+n-1,k+n-2} \dots \Phi_{k+2,k+1}\Gamma_k\mathbf{w}_k + \\ &+ \dots + \mathbf{H}_{k+n-1}\Gamma_{k+n-2}\mathbf{w}_{k+n-2} + \mathbf{v}_{k+n-1}. \end{aligned}$$

Перепишем выражение (2) в матричной форме:

$$\mathbf{z}_k^* = \mathbf{O}_{Lk}\mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k^*,$$

где

$$\mathbf{z}_k^* = \begin{bmatrix} \mathbf{z}_k \\ \mathbf{z}_{k+1} \\ \dots \\ \mathbf{z}_{k+n-1} \end{bmatrix}; \quad \mathbf{O}_{Lk} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_k \\ \mathbf{H}_{k+1}\Phi_{k+1,k} \\ \dots \\ \mathbf{H}_{k+n-1}\Phi_{k+n-1,k+n-2} \dots \Phi_{k+1,k} \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{v}_k^* = \begin{bmatrix} \mathbf{v}_k^+ \\ \mathbf{v}_{k+1}^+ \\ \dots \\ \mathbf{v}_{k+n-1}^+ \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{v}_k \\ \mathbf{H}_{k+1}\Gamma_k\mathbf{w}_k + \mathbf{v}_{k+1} \\ \dots \dots \dots \\ \mathbf{H}_{k+n-1}\Phi_{k+n-1,k+n-2} \dots \Phi_{k+2,k+1}\Gamma_k\mathbf{w}_k + \dots + \mathbf{H}_{k+n-1}\Gamma_{k+n-2}\mathbf{w}_{k+n-2} + \mathbf{v}_{k+n-1} \end{bmatrix}.$$

Матрица \mathbf{O}_{Lk} является матрицей наблюдаемости. Нестационарная система (1) и (2) наблюдаема в интервале $[t_k, t_{k+n-1}]$, если ранг матрицы \mathbf{O}_{Lk} равен порядку системы n , т. е. $\text{rank}[\mathbf{O}_{Lk}] = n$.

Выразим из уравнения объекта вектор состояния в начальном подтакте измерения:

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{O}_{Lk}^\dagger \mathbf{z}_k^* - \mathbf{O}_{Lk}^\dagger \mathbf{v}_k^*, \quad (3)$$

где $\mathbf{O}_{Lk}^\dagger = [\mathbf{O}_{Lk}^\top \mathbf{O}_{Lk}]^{-1} \mathbf{O}_{Lk}^\top$ — псевдообратная матрица \mathbf{O}_{Lk} .

В соответствии с уравнением (3) введем обозначение

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{O}_{Lk}^\dagger \mathbf{z}_k^*. \quad (4)$$

Предполагаем, что можно вычислить степени наблюдаемости компонент вектора состояния системы, учитывая только одно измерение. Значит, сначала при одном измерении вычисляем степени наблюдаемости переменных системы, потом при других.

Например, в случае, когда $\mathbf{H}_k = [1 \ 0 \ \dots \ 0]$, запишем уравнения (4) в скалярном виде:

$$y_k^i = \alpha_{1,k}^i z_k + \alpha_{2,k}^i z_{k+1} + \dots + \alpha_{n,k}^i z_{k+n-1}, \quad (5)$$

где y_k^i — i -й элемент вектора \mathbf{y}_k ; $\alpha_{j,k}^i$ ($j = 1, \dots, n$) — i -я строка матрицы \mathbf{O}_{Lk}^\dagger .

Для остальных компонент вектора состояния уравнения измерений формулируются в соответствии с уравнением (5).

Для произвольной компоненты вектора состояния запишем вектор приведенного измерительного шума $\zeta_k^* = \mathbf{O}_{Lk}^\dagger \mathbf{v}_k^*$ в соответствии с уравнением (5) в скалярном виде:

$$\zeta_k^{*i} = \alpha_{1,k}^i v_k^+ + \alpha_{2,k}^i v_{k+1}^+ + \dots + \alpha_{n,k}^i v_{k+n-1}^+,$$

где ζ_k^{*i} — i -й элемент вектора ζ_k^* .

Дисперсия приведенного к i -й компоненте измерительного шума ζ_k^{*i} может определяться коэффициентами $\alpha_{j,k}^i$ ($j = 1, \dots, n$), т. е.

$$R_{Lk}^{*i} = [(\alpha_{1,k}^i)^2 + (\alpha_{2,k}^i)^2 + \dots + (\alpha_{n,k}^i)^2] R_k^0,$$

где R_k^0 — дисперсия исходного измерительного шума v_k .

Учитывая, что мера — категория, выражающая диалектическое единство качественных и количественных характеристик объекта, судить о мере наблюдаемости можно по двум характеристикам: точности оценивания и времени сходимости.

Критерий, по которому определяется степень наблюдаемости, имеет вид [1, 12]

$$Do_{Lk}^i = \frac{E[(x_k^i)^2]R_k^0}{E[(y_k^i)^2]R_{Lk}^{*i}},$$

где $E[(x_k^i)^2]$ — дисперсия произвольной i -й компоненты вектора состояния; $E[(y_k^i)^2]$ — дисперсия непосредственно измеряемого вектора состояния.

Окончательно, получим модифицированный критерий степени наблюдаемости для нестационарных систем вида

$$Do_{Lk}^i = \frac{E[(x_k^i)^2]}{E[(y_k^i)^2] \sum_{j=1}^n (\alpha_{j,k}^i)^2}.$$

При исследовании степени идентифицируемости вектор состояния \mathbf{x}_{k+n} можно выразить через его значение в начальный момент времени \mathbf{x}_k следующим образом:

$$\mathbf{x}_{k+n} = \Phi_{k+n-1} \cdots \Phi_k \mathbf{x}_k + \Phi_{k+n-1} \cdots \Phi_{k+1} \Gamma_k \mathbf{w}_k + \cdots + \Gamma_{k+n-1} \mathbf{w}_{k+n-1}.$$

Подставив выражение для \mathbf{x}_{k+n} в уравнение измерений \mathbf{z}_{k+n} , получим

$$\mathbf{z}_{k+n} = \mathbf{H}_{k+n} \Phi_{k+n-1} \cdots \Phi_k \mathbf{x}_k + \mathbf{H}_{k+n} \Phi_{k+n-1} \cdots \Phi_{k+1} \Gamma_k \mathbf{w}_k + \cdots + \mathbf{H}_{k+n} \Gamma_{k+n-1} \mathbf{w}_{k+n-1} + \mathbf{v}_{k+n}.$$

Подставив в это уравнение выражение \mathbf{x}_k , получим

$$\mathbf{z}_{k+n} = \mathbf{H}_{k+n} \Phi_{k+n-1} \cdots \Phi_k \mathbf{O}_k^{\dagger} \mathbf{z}_k^* - \mathbf{H}_{k+n} \Phi_{k+n-1} \cdots \Phi_k \mathbf{O}_k^{\dagger} \mathbf{v}_k^* + \cdots + \mathbf{H}_{k+n} \Gamma_{k+n-1} \mathbf{w}_{k+n-1} + \mathbf{v}_{k+n},$$

где

$$\mathbf{z}_k^* = \begin{bmatrix} \mathbf{z}_k \\ \mathbf{z}_{k+1} \\ \dots \\ \mathbf{z}_{k+n-1} \end{bmatrix};$$

$\mathbf{O}_{Lk}^{\dagger}$ — псевдообратная матрица к матрице

$$\mathbf{O}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_k \\ \mathbf{H}_{k+1} \Phi_k \\ \dots \\ \mathbf{H}_{k+n-1} \Phi_{k+n-2} \cdots \Phi_k \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{v}_k^* = \begin{bmatrix} \mathbf{v}_k \\ \mathbf{H}_{k+1} \Gamma_k \mathbf{w}_k + \mathbf{v}_{k+1} \\ \dots \\ \mathbf{H}_{k+n-1} \Gamma_{k+n-2} \mathbf{w}_{k+n-2} + \mathbf{v}_{k+n-1} \end{bmatrix}$$

Введем обозначения

$$[\lambda_{1,k} \ \lambda_{2,k} \ \dots \ \lambda_{n,k}] = \mathbf{H}_{k+n} \Phi_{k+n-1} \cdots \Phi_k \mathbf{O}_k^{\dagger};$$

$$\begin{aligned} \mathbf{v}_k^0 &= \gamma_{1,k} \mathbf{w}_k + \gamma_{2,k} \mathbf{w}_{k+1} + \cdots + \gamma_{n,k} \mathbf{w}_{k+n-1} - \\ &- \lambda_{1,k} \mathbf{v}_k - \lambda_{2,k} \mathbf{v}_{k+1} - \cdots - \lambda_{n,k} \mathbf{v}_{k+n-1} + \mathbf{v}_{k+n} = \\ &= \mathbf{H}_{k+n} \Phi_{k+n-1} \cdots \Phi_k \mathbf{O}_k^{\dagger} \mathbf{v}_k^* + \cdots + \\ &+ \mathbf{H}_{k+n} \Gamma_{k+n-1} \mathbf{w}_{k+n-1} + \mathbf{v}_{k+n}. \end{aligned}$$

Тогда постановка задачи сводится к определению неизвестных нестационарных элементов вектора-столбца $[\lambda_{1,k} \ \lambda_{2,k} \ \dots \ \lambda_{n,k}]^T$ по вновь сформированным измерениям, т. е.

$$\lambda_{1,k} = f_{1,k}(z_k, \dots, z_{k+2n-1}) + v_k^{00};$$

$$\lambda_{2,k} = f_{2,k}(z_k, \dots, z_{k+2n-1}) + v_{k+1}^{00};$$

$$\dots \quad \dots \quad \dots$$

$$\lambda_{n,k} = f_{n,k}(z_k, \dots, z_{k+2n-1}) + v_{k+n-1}^{00},$$

где

$$\begin{bmatrix} f_{1,k}(z_k, \dots, z_{k+2n-1}) \\ f_{2,k}(z_k, \dots, z_{k+2n-1}) \\ \dots \\ f_{n,k}(z_k, \dots, z_{k+2n-1}) \end{bmatrix} =$$

$$= \begin{bmatrix} z_k & z_{k+1} & \dots & z_{k+n-1} \\ z_{k+1} & z_{k+2} & \dots & z_{k+n} \\ \dots & \dots & \ddots & \dots \\ z_{k+n-1} & z_{k+n} & \dots & z_{k+2n-2} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} z_{k+n} \\ z_{k+n+1} \\ \dots \\ z_{k+2n-1} \end{bmatrix};$$

$$\begin{bmatrix} v_k^{00} \\ v_{k+1}^{00} \\ \dots \\ v_{k+n-1}^{00} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} z_k & z_{k+1} & \dots & z_{k+n-1} \\ z_{k+1} & z_{k+2} & \dots & z_{k+n} \\ \dots & \dots & \ddots & \dots \\ z_{k+n-1} & z_{k+n} & \dots & z_{k+2n-2} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} v_k^0 \\ v_{k+1}^0 \\ \dots \\ v_{k+n-1}^0 \end{bmatrix}.$$

Поэтому критерий степени идентифицируемости параметров модель динамических нестационарных систем имеет вид [13, 14]

$$Di_k^i = \frac{E[(\lambda_{i,k})^2]R_k^0}{E[(z_{i,k})^2]\hat{R}_k^i},$$

где $E[(\lambda_{i,k})^2]$ — дисперсия произвольной i -й компоненты вектора параметров λ ; $E[(z_{i,k})^2]$ — дисперсия непосредственно измеряемого вектора состояния; R_k^0 — дисперсия исходного измерительного шума; $\hat{R}_k^i = \hat{r}_k^i$ — дисперсия приведенного измерительного шума, полученная с помощью адаптивной модификации фильтра Калмана.

Рассмотрим критерий степени управляемости, который предполагает исследование системы канонического вида:

$$\dot{x}_c^k(t) = \mathbf{A}^k x_c^k(t) + \mathbf{H}^k u_c^k(t), \quad (6)$$

где $\mathbf{A}^k = -\mathbf{V}^{-1}\mathbf{A}^T\mathbf{V}$; $\mathbf{H}^k = -\mathbf{V}^{-1}\mathbf{H}^T$; $\mathbf{V} = [\mathbf{v}_1 \dots \mathbf{v}_n]$; \mathbf{V} — матрица канонического преобразования; \mathbf{v}_i — собственные векторы исследуемой системы.

Система является полностью управляемой, если матрица \mathbf{H} канонической системы (6) не содержит строк, все элементы которых равны нулю.

Степень управляемости характеризуют модули элементов строк матрицы \mathbf{H}^k , которая названа канонической матрицей управляемости. Представленный критерий позволяет проводить сравнительный анализ управляемости и определять, в какой степени управляемы компоненты вектора состояния относительно друг друга. Большей степенью управляемости обладают компоненты вектора состояния, у которых модули элементов строк канонической матрицы управляемости больше модулей соответствующих элементов других строк этой матрицы.

Известные критерии степени управляемости позволяют выделить управляемые в лучшей степени компоненты вектора состояния, но не дают численной оценки управляемости. Определим каноническую матрицу управляемости и исследуем суммы элементов каждой ее

строки. Обозначим h_i — суммы модулей элементов каждой строки этой матрицы, которые позволяют судить о степени управляемости компонент вектора состояния модели ЛА.

Максимальную степень управляемости обладает компонента вектора состояния с наибольшей суммой модулей элементов соответствующей строки канонической матрицы управления h_{\max} . Степени управляемости других компонент вектора состояния определяются путем сравнения сумм модулей элементов строк канонической матрицы, соответствующих исследуемым компонентам вектора состояния с максимальным значением суммы модулей элементов канонической матрицы. Сравнение степеней управляемости можно проводить, воспользовавшись критерием следующего вида [1, 15]:

$$\gamma = \frac{h_i}{h_{\max}},$$

где h_i — модуль суммы элементов, которые находятся в i -й строке матрицы H^k ; h_{\max} — максимальное значение h_i . Предложенный критерий степени управляемости позволяет определить степень управляемости γ каждой конкретной компонент вектора состояния в численном виде.

В зависимости от целевого применения модели в рамках какой-либо схемы коррекции используется специфический набор критериев в алгоритме самоорганизации [16, 17]. Формирование ансамбля критериев в полете осуществляется с помощью релейного алгоритма управления, который имеет вид, представленный на рис. 5.

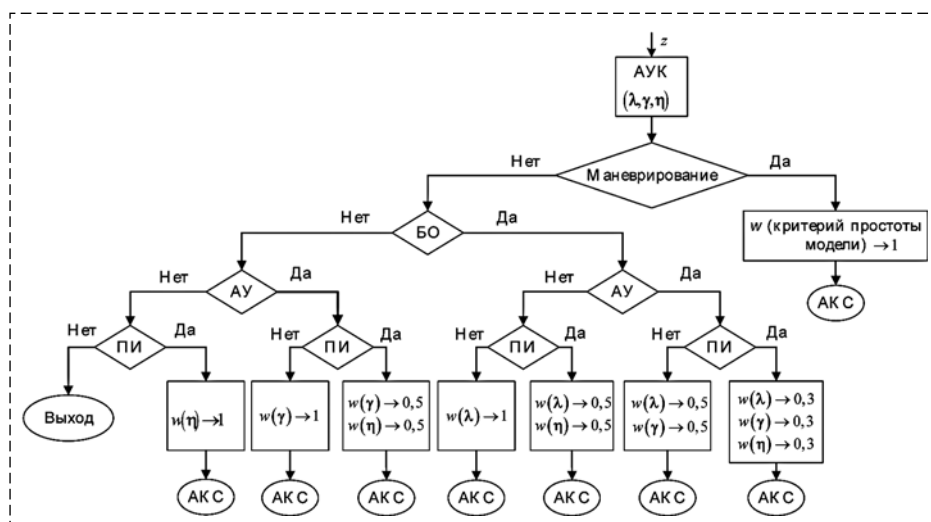


Рис. 5. Алгоритм формирования качественных критериев в полете, где w — вес критерия
Fig. 5. Algorithm for the formation of quality criteria in flight

Качественные критерии позволяют при формировании моделей отбирать переменные состояния, имеющие повышенные характеристики. Например, при формировании моделей погрешностей ИНС из вектора состояния исключаются слабонаблюдаемые компоненты. Азимутальный дрейф является слабонаблюдаемым и может быть эффективно оценен только на интервале времени 1,5...2 ч. Слабонаблюдаемые компоненты вектора состояния, хотя и являются формально наблюдаемыми, на практике не подвергаются обработке посредством алгоритмов оценивания, так как их оценку возможно осуществить лишь на достаточно больших интервалах функционирования системы. Аналогичная ситуация складывается и с моделями при исследовании качества их управляемости, а также с параметрами моделей при их идентификации.

Результаты математического моделирования

Проведено математическое моделирование работы алгоритма самоорганизации с управлением критериями селекции (рис. 6—9).

При изменении высоты полета ЛА ускорение свободного падения будет меняться. Характер изменения ускорения свободного падения при снижении ЛА представлен на рис. 8.

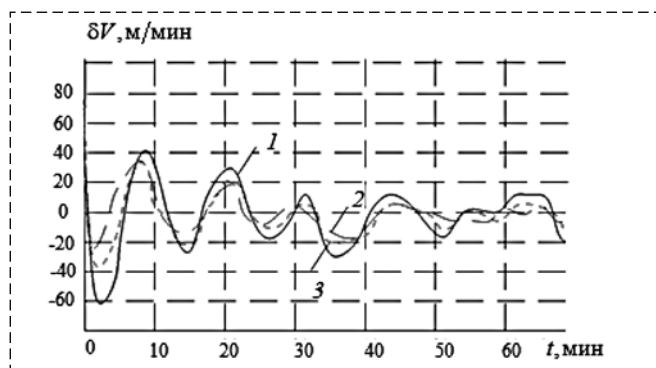


Рис. 6. Модель ошибок ИНС с компенсацией погрешностей с помощью алгоритма управления и ее оценка с помощью алгоритма самоорганизации:

1 — модель ошибок ИНС; 2 — оценка модели ошибок ИНС с помощью алгоритма самоорганизации; 3 — оценка модели ошибок ИНС с помощью алгоритма самоорганизации (в ансамбль критериев селекции в качестве специального критерия включен критерий степени управляемости).

Fig. 6. INS error model with error compensation using a control algorithm and its estimation using a self-organization algorithm:

1 — INS error model; 2 — assessment of the INS error model using a self-organization algorithm; 3 — assessment of the INS error model using a self-organization algorithm (the criterion for the degree of controllability is included as a special criterion in the ensemble of selection criteria)

Для качественной оценки ошибок ИНС при разновысотном полете необходимо осуществлять прогноз изменения величины g . Поэтому необходимо построить модель с повышенной степенью идентифицируемости. Для более точной оценки ошибок ИНС при разновысотном полете в алгоритм самоорганизации в качестве специального критерия добавлен критерий степени параметрической идентифицируемости.

При изменении режима полета специальный критерий в ансамбле критериев селекции ал-

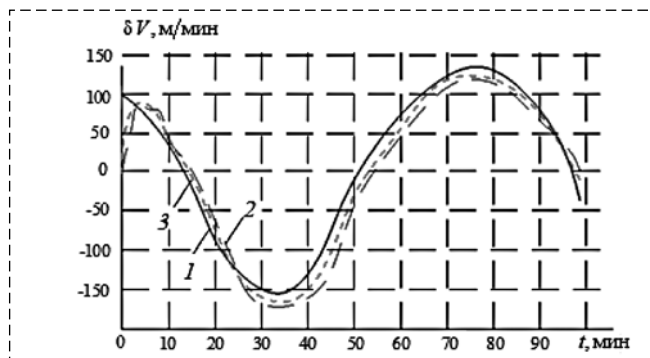


Рис. 7. Модель ошибок ИНС с компенсацией погрешностей с помощью алгоритма оценивания и ее оценка с помощью алгоритма самоорганизации:

1 — модель ошибок ИНС; 2 — оценка модели ошибок ИНС с помощью алгоритма самоорганизации; 3 — оценка модели ошибок ИНС с помощью алгоритма самоорганизации (в ансамбль критериев селекции в качестве специального критерия включен критерий степени наблюдаемости)

Fig. 7. INS error model with error compensation using an estimation algorithm and its estimation using a self-organization algorithm:

1 — INS error model; 2 — assessment of the INS error model using a self-organization algorithm; 3 — assessment of the INS error model using a self-organization algorithm (the criterion of the degree of observability is included as a special criterion in the ensemble of selection criteria)

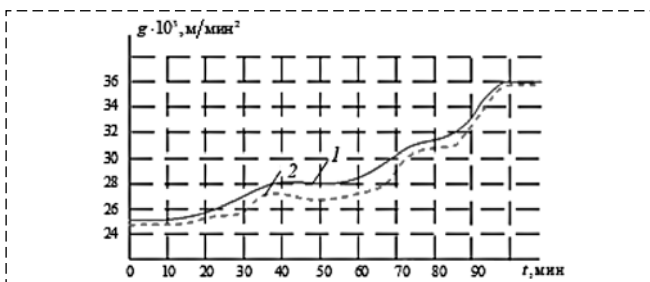


Рис. 8. Изменение ускорения свободного падения в зависимости от высоты полета ЛА:

1 — модель изменения ускорения свободного падения в зависимости от высоты полета ЛА; 2 — идентификация ускорения свободного падения

Fig. 8. Change in free fall acceleration depending on the flight altitude of the aircraft:

1 — model of changes in gravity acceleration depending on the flight altitude of the aircraft; 2 — identification of free fall acceleration.

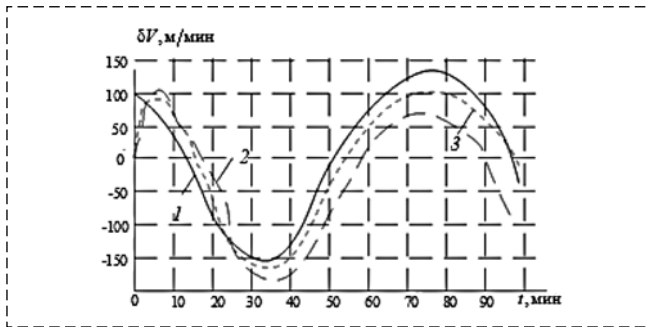


Рис. 9. Модель ошибок ИНС с компенсацией погрешностей с помощью алгоритма идентификации и ее оценка при помощи алгоритма самоорганизации:

1 — модель ошибок ИНС; 2 — оценка модели ошибок ИНС с помощью алгоритма самоорганизации; 3 — оценка модели ошибок ИНС с помощью алгоритма самоорганизации (в ансамбль критериев селекции в качестве специального критерия включен критерий степени идентифицируемости)

Fig. 9. INS error model with error compensation using an identification algorithm and its estimation using a self-organization algorithm:

1 — INS error model; 2 — assessment of the INS error model using a self-organization algorithm; 3 — assessment of the INS error model using a self-organization algorithm (the criterion of the degree of identifiability is included as a special criterion in the ensemble of selection criteria)

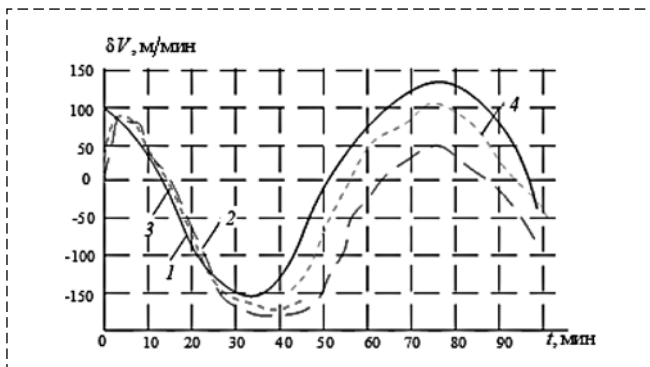


Рис. 10. Модель ошибок ИНС с компенсацией погрешностей с помощью алгоритма самоорганизации с управлением критериями селекции:

1 — модель ошибок ИНС; 2 — оценка модели ошибок ИНС с помощью алгоритма самоорганизации; 3 — оценка модели ошибок ИНС с помощью алгоритма самоорганизации (в ансамбль критериев селекции в качестве специального критерия включен критерий степени наблюдаемости); 4 — оценка модели ошибок ИНС с помощью алгоритма самоорганизации (в ансамбль критериев селекции в качестве специального критерия включен критерий степени идентифицируемости).

Fig. 10. INS error model with error compensation using a self-organization algorithm selection criterion control:

1 — INS error model; 2 — assessment of the INS error model using a self-organization algorithm; 3 — assessment of the INS error model using a self-organization algorithm (the criterion of the degree of observability is included as a special criterion in the ensemble of selection criteria); 4 — assessment of the INS error model using a self-organization algorithm (the criterion of the degree of identifiability is included as a special criterion in the ensemble of selection criteria)

горитма самоорганизации может меняться. На рис. 10 представлено математическое моделирование ошибок ИНС при прямолинейном полете с последующим изменением высоты полета. При прямолинейном движении оценка ошибок ИНС проводится с помощью алгоритма самоорганизации, в ансамбль критериев которого в качестве специального критерия включен критерий степени наблюдаемости. При изменении высоты полета оценка ошибок ИНС с таким ансамблем критериев селекции становится менее эффективной, поэтому происходит переключение на другой ансамбль критериев селекции, где в качестве специального критерия вместо критерия степени наблюдаемости добавлен критерий степени идентифицируемости.

Заключение

Рассмотрена задача создания алгоритмического обеспечения, использующего модели с улучшенными качественными характеристиками для перспективного ПНК маневренного ЛА. Схемы алгоритмической коррекции ПНК меняются в процессе полета, и используемым моделям целесообразно придавать свойства, соответствующие целевому их использованию в конкретном алгоритме. Разработан релейный алгоритм управления критериями селекции алгоритма самоорганизации, обеспечивающий использование только тех качественных критериев, которые соответствуют алгоритмам коррекции в схемах компенсации погрешностей навигационных систем ПНК. В рамках концепции динамического системного анализа предложен способ формирования моделей с избирательно улучшаемыми свойствами.

Повышение точности алгоритмов коррекции ПНК с помощью использования апостериорных самоорганизующихся моделей с улучшенными качественными характеристиками позволяет повысить точность определения параметров ЛА в условиях интенсивного маневрирования.

Список литературы

1. Неусыпин К. А. Современные системы и методы наведения, навигации и управления летательными аппаратами. М.: Изд-во МГОУ, 2009. 500 с.
2. Шэнь К., Пролетарский А. В., Неусыпин К. А. Исследование алгоритмов коррекции навигационных систем летательных аппаратов // Вестник Московского государственного технического университета им. НЭ Баумана. Серия "Приборостроение". 2016. № 2 (107). С. 28—39.

3. Пролетарский А. В., Неусыпин К. А. Способы коррекции навигационных систем и комплексов летательных аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2012. № 3 (3). С. 44.
4. Селезнева М. С. и др. Динамический системный синтез алгоритмического обеспечения навигационного комплекса летательного аппарата // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2017. № 2. С. 36–42.
5. Селезнева М. С., Неусыпин К. А., Пролетарский А. В. Разработка акцептора действия измерительного комплекса с использованием концепции динамического системного синтеза // Автоматизация. Современные технологии. 2018. Т. 72, № 2. С. 73–77.
6. Чжан Л. и др. Способы улучшения характеристик нелинейных моделей динамических систем // Будущее машиностроения России. 2020. С. 197–201.
7. Неусыпин К. А., Селезнева М. С., Кай Ш. Исследование качественных характеристик наблюдаемости переменных состояния линейных нестационарных моделей инерциальных навигационных систем // Мехатроника, автоматизация, управление. 2018. Т. 19, № 5. С. 346–354.
8. Кай Ш., Селезнева М. С., Неусыпин К. А. Разработка алгоритма коррекции инерциальной навигационной системы в автономном режиме // Измерительная техника. 2017. № 10. С. 16–20.
9. Shen K. et al. Novel variable structure measurement system with intelligent components for flight vehicles // Metrology and measurement systems. 2017. P. 347–356.
10. Shen K. et al. Quantifying observability and analysis in integrated navigation // Navigation: Journal of The Institute of Navigation. 2018. Т. 65. № 2. С. 169–181.
11. Джанджгава Г. И. и др. Навигационный комплекс с повышенными характеристиками наблюдаемости и управляемости // Авиакосмическое приборостроение. 2016. № 6. С. 18–24.
12. Кай Ш., Неусыпин К. А. Критерий степени наблюдаемости переменных состояния нестационарных систем // Автоматизация. Современные технологии. 2016. № 6. С. 10–16.
13. Neusypin K. A. et al. Algorithm for building models of INS/GNSS integrated navigation system using the degree of identifiability // 2018 25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS). IEEE, 2018. P. 1–5.
14. Neusypin K., Selezneva M., Proletarsky A. Nonlinear information processing algorithm for navigation complex with increased degree of parametric identifiability // Recent Research in Control Engineering and Decision Making. Springer International Publishing, 2019. P. 37–49.
15. Неусыпин К. А., Фам С. Ф. Численный критерий степени управляемости переменных состояния // Автоматизация и современные технологии. 2007. № 7. С. 24–26.
16. Ивахненко А. Г. Долгосрочное прогнозирование и управление сложными системами. Киев: Техніка, 1975, 312 с.
17. Шашурин В. Д., Селезнева М. С., Неусыпин К. А. Технология формирования акцептора действия навигационного комплекса с использованием динамического системного синтеза // Автоматизация. Современные технологии. 2018. Т. 72, № 3. С. 121–126.

Control of the Selection Criteria of the Self-Organization Algorithm in the Problems of Correcting the Navigation Systems of Maneuverable Aircraft

M. S. Selezneva, m.s.selezneva@mail.ru,
BMSTU, Moscow, 105005, Russian Federation

*Corresponding author: Selezneva M. S., Ph.D., Associate Professor,
BMSTU, Moscow, 105005, Russian Federation, e-mail: m.s.selezneva@mail.ru*

Accepted on September 01, 2023

Abstract

The problem of constructing models with the desired properties, which are used in the algorithmic support of the sighting and navigation complex of the aircraft, has been studied. The quality of the used mathematical models largely determines the accuracy of the correction of the sighting and navigation system, therefore it is proposed to build models directly during the flight using some evolutionary algorithm. For example, using a self-organization algorithm. The ensemble of selection criteria for the self-organization algorithm includes various criteria that determine the properties of the selected models. Depending on the field of application of the models, they are given the desired properties by means of a self-organization algorithm with a variable ensemble of selection criteria. The selection ensemble consists of general, special criteria, as well as a controlled combination of qualitative criteria that selectively improve the performance of models. When the flight mode changes, the influence of one or another special criterion on the process under study changes. The change in the ensemble of selection criteria for the self-organization algorithm occurs automatically during the flight. Degrees of observability, controllability and parametric identifiability are used as improved qualitative characteristics. Over time, the degree of observability, controllability, and parametric identifiability may change. Components that were well observable over time can become poorly observable. The weakly observable components of the state vector, although they are formally observable, in practice are not processed by estimation algorithms, since their evaluation is possible only on sufficiently large intervals of the system operation. A similar situation develops with models in the study of the quality of their controllability, as well as with the parameters of models during their identification. An algorithm for controlling the quality selection criteria and a diagram of the algorithm for generating models during the correction of a promising sighting and navigation complex of an aircraft are presented. Mathematical modeling has been carried out for various flight modes of the aircraft, such as straight flight, flight at different altitudes. The results of the simulation showed the efficiency and effectiveness of the proposed algorithmic solutions.

Keywords: *aircraft, sighting and navigation system, self-organization of models, control algorithm, ensemble of criteria, qualitative characteristics*

Acknowledgements: The study was supported by the grant of the Russian Science Foundation No. 23-79-10028, <https://rscf.ru/project/23-79-10028/>

For citation:

Selezneva M. S. Control of the Selection Criteria of the Self-Organization Algorithm in the Problems of Correcting the Navigation Systems of Maneuverable Aircraft, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2023, vol. 24, no. 12, pp. 660–668.

DOI: 10.17587/mau.24.660-668

References

1. **Neusypin K. A.** Modern systems and methods of guidance, navigation and control of aircraft, Moscow, MGOU Publishing House, 2009, 500 p. (in Russian).
2. **Shen K., Proletarsky A. V., Neusypin K. A.** Study of correction algorithms for aircraft navigation systems, *Bulletin of the Bauman Moscow State Technical University. Series "Instrument making"*, 2016, no. 2 (107), pp. 28–39 (in Russian).
3. **Proletarsky A. V., Neusypin K. A.** Methods for correcting navigation systems and complexes of aircraft, *Engineering Journal: Science and Innovations*, 2012, no. 3(3), pp. 44 (in Russian).
4. **Selezneva M. S., Kai S., Proletarsky A. V., Neusypin K. A.** Dynamic system synthesis of algorithmic support for the navigation complex of an aircraft, *Instruments and systems. Management, control, diagnostics*, 2017, no. 2, pp. 36–42 (in Russian).
5. **Selezneva M. S., Neusypin K. A., Proletarsky A. V.** Development of the action acceptor of the measuring complex using the concept of dynamic system synthesis, *Automation. Modern technologies*, 2018, vol. 72, no. 2, pp. 73–77 (in Russian).
6. **Zhang L., Proletarsky A. V., Neusypin K. A., Selezneva M. S.** Ways to improve the characteristics of nonlinear models of dynamic systems, *Future of mechanical engineering in Russia*, 2020, pp. 197–201 (in Russian).
7. **Neusypin K. A., Kai S., Selezneva M. S.** On Qualitative Characteristics of the State Variable Observability in Linear Time-Varying Models of Inertial Navigation Systems, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2018, vol. 19, no. 5, pp. 346–354.
8. **Shen K., Selezneva M. S., Neusypin K. A.** Development of an algorithm for correction of an inertial navigation system in Off-Line mode, *Measurement Techniques*, 2018, vol. 60, pp. 991–997.
9. **Shen K., Selezneva M. S., Neusypin K. A., Proletarsky A. V.** Novel variable structure measurement system with intelligent components for flight vehicles, *Metrology and measurement systems*, 2017, pp. 347–356.
10. **Shen K., Xia Y., Wang M., Neusypin K. A., Proletarsky A. V.** Quantifying observability and analysis in integrated navigation, *Navigation: Journal of The Institute of Navigation*, 2018, vol. 65, no. 2, pp. 169–181.
11. **Dzhandzhgava G. I., Babichenko A. V., Neusypin K. A., Proletarsky A. V., Selezneva M. S.** Navigation complex with enhanced observability and controllability, *Aerospace instrumentation*, 2016, no. 6, pp. 18–24 (in Russian).
12. **Kai Sh., Neusypin K. A.** Criterion of the degree of observability of state variables of non-stationary systems, *Automation. Modern technologies*, 2016, no. 6, pp. 10–16 (in Russian).
13. **Neusypin K. A., Selezneva M. S., Kai S., Proletarsky A. V.** Algorithm for building models of INS/GNSS integrated navigation system using the degree of identifiability, *2018 25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS)*, IEEE, 2018, pp. 1–5.
14. **Neusypin K., Selezneva M., Proletarsky A.** Nonlinear information processing algorithm for navigation complex with increased degree of parametric identifiability, *Recent Research in Control Engineering and Decision Making*, Springer International Publishing, 2019, pp. 37–49.
15. **Neusypin K. A., Fam S. F.** Numerical criterion for the degree of controllability of state variables, *Automation and modern technologies*, 2007, no. 7, pp. 24–26 (in Russian).
16. **Ivakhnenko A. G.** Long-term forecasting and management of complex systems, Kiev, Technique, 1975, 312 p (in Russian).
17. **Shashurin V. D., Selezneva M. S., Neusypin K. A.** Technology for forming the action acceptor of the navigation complex using dynamic system synthesis, *Avtomatizatsiya. Modern technologies*, 2018, vol. 72, no. 3, pp. 121–126 (in Russian).