электронное научно-техническое издание
НАУКА и ОБРАЗОВАНИЕ
Эл № ФС 77 - 30569. Государственная регистрация №0421100025. ISSN 1994-0408

Разработка измерительного комплекса летательного аппарата на основе подхода алгоритмического конструирования

77-30569/326903

03, март 2012

Неусыпин К. А., Пролетарский А. В., Шолохов Д. О.

УДК 681.5

МГТУ им. Н.Э. Баумана
iu1@bmstu.ru

Задача управления движением летательного аппарата (ЛА) с требуемой точностью на различных участках полета может решаться с помощью различных измерительных датчиков и систем, объединенных в измерительный комплекс (ИК) [1]. ИК отличаются по структуре, приборному составу и используемым методам обработки информации. При этом на всех участках полета ЛА с момента старта и до момента посадки его в заданный район приземления (РП) в качестве базового измерителя параметров движения ЛА используется, как правило, инерциальная навигационная система (ИНС), включающая в свой состав гиростабилизированную платформу с установленными на ней акселерометрами, БИНС, ГЛОНАСС, РЛС и др [1, 2].

В настоящее время развивается два подхода к синтезу ИК, а именно использование минимального количества датчиков, входящих в состав ИК, и использование наибольшего количества датчиков, информация с которых подвергается совместной обработке [1].

Первый подход находит широкое применение в ИК, так как обеспечивает относительно высокую точность определения параметров ЛА, надежность и не требует больших вычислительных затрат. Подобные НК обычно включают ИНС и ДИСС или ИНС и РЛС.

Второй подход требует повышенной производительности БЦВМ и размещения на борту ЛА большого количества прецизионных датчиков и систем. Такие ИК включать ИНС, ДИСС, радиовысотомер, радиосистемы ближней и дальней навигации, датчики различных информационных полей и др. Теоретически такие ИК должны обеспечивать высокую точность и надежность. На практике из-за погрешностей внешних возмущений (активных и пассивных помех), точность ИК существенно снижается. Требование для реализации алгоритмического обеспечения БЦВМ повышенной мощности также ограничивает применение подобных ИК.

Самым совершенным можно считать селективный ИК [1, 6], который включает преимущества двух рассмотренных выше подходов. Селективный ИК, состоит из максимально возможного количества систем и датчиков навигационной информации, а также специфического алгоритмического обеспечения. Алгоритмическое обеспечение селективного ИК включает алгоритм выбора наиболее достоверной навигационной информации и алгоритм обработки этой информации с целью повышения точности ИК.

Определение наиболее точной измерительной системы осуществляется с помощью какого-либо критерия или ансамбля критериев. В качестве критерия используют критерий степени наблюдаемости [6]. Недостатком селективного ИК является повышенная чувствительность к качеству измерительных выборок, а также отсутствие возможности априори оценить точность получения навигационной информации (является ли точность достаточной для выполнения ЛА поставленных задач), так как выбор структуры осуществляется в полете.

Для определения наилучшего состава ИК предлагается использовать подход алгоритмического конструирования, который заключается в априорном расчете точностных характеристик измерительных систем, и на основе их анализа проводить определение конфигурации ИК. С помощью этого же подхода решается задача оценки рациональных требований к измерительным системам и датчикам, обеспечивающим заданные требования к выполнению ЛА поставленной задачи.

Для оценки рациональных требований к точностным характеристикам ИК обозначим вектор инструментальных погрешностей рассматриваемой измерительной системы, входящей в ИК, через

$$\xi^{u} = \left(\xi_1^{u}, \xi_2^{u}, \ldots, \xi_s^{u}\right)^{\mathrm{T}} \tag{1}$$

Считаем, что в силу малости возмущающих факторов вектор отклонения фазовых координат заданной области выведения ЛА $\eta^{u} = \left(\eta_1^{u}, \eta_2^{u}, \ldots, \eta_m^{u}\right)^{\mathrm{T}}$ из-за инструментальных погрешностей может быть определен по линейному закону [4]

$$\eta^{u} = A^{u} \xi^{u}, \tag{2}$$

где $A^u = \dfrac{\partial \eta^u}{\partial \xi^u}$ – матрица частных производных от составляющих вектора концевых условий по инструментальным погрешностям размерности m x s, рассчитанная для номинальной траектории.

Методические погрешности обусловлены несовершенством метода управления движением ЛА и ошибками решения навигационной задачи. При использовании достаточно совершенных методов управления движением ЛА ошибка решения задачи навигации становится основной составляющей методической ошибки [2] и при инерциальной навигации зависит от точности метода интегрирования уравнений инерциальной навигации и представления потенциала гравитационного поля Земли. Если с алгоритмом решения навигационной задачи связать некоторую переменную ξ_i^M, зависящую от представления потенциала U, то в этом случае переменная ξ^M будет векторной величиной

$$\xi^M = \left(\xi_1^M, \xi_2^M, \ldots, \xi_r^M\right)^{\text{Т}}. \qquad (3)$$

Вектор отклонения концевых условий в заданной области фазовых координат центра масс ЛА $\eta^M = \left(\eta_1^M, \eta_2^M, \ldots, \eta_r^M\right)^{\text{Т}}$ из-за методических погрешностей может быть представлен в виде [4]

$$\eta^M = A^M \xi^M, \qquad (4.1)$$

где A^M – матрица частных производных от составляющих вектора концевых условий по методическим погрешностям размерности m x r, рассчитанная для номинальной траектории.

Погрешность ИНС, использующей только ГСП, определяется суммарным вектором $\eta = \eta^u + \eta^M$, который после подстановки в него (1) и (3) принимает вид

$$\eta = A\xi, \qquad (4.2)$$

где $\xi = \left(\xi_1, \xi_2, \ldots, \xi_{n-1}, \xi_n\right)^{\text{Т}}$ – вектор погрешностей ИНС с измерителями параметров кажущегося движения ЛА в инерциальном пространстве, n=s+r,

$A = \left(A^u \vdots A^M\right)$ – матрица размерности m x n.

На участках выведения ЛА или приведения ЛА в заданный РП возможно комплексирование измерителей внешних систем навигационной информации с измерителями инерциальной (базовой) навигационной системы [2].

Инструментальные ошибки измерителей внешних навигационных систем будут определяться конструкционными и технологическими погрешностями, допущенными соответственно при проектировании и изготовлении приборов. Методические погрешности обусловлены, в основном, несовершенством алгоритмов съема и обработки измерительной информации.

Суммарный вектор погрешностей навигационной системы, обусловленный ошибками измерителей внешних навигационных систем, можно представить как

$$\varsigma = B_{\varsigma} q, \tag{5}$$

где $q=(q_1, q_2,\dots, q_{k-1}, q_k)^{\mathrm{T}}$ – вектор погрешностей ГЛОНАСС,

$\varsigma = (\varsigma_1, \varsigma_2, \dots, \varsigma_l)^{\mathrm{T}}$ – вектор отклонения концевых условий,

$B_{\varsigma} = (B_{\varsigma}^{u} \vdots B_{\varsigma}^{M},)$ - матрица размерности l x k.

Тогда вектор погрешностей ИК с комплексированными бортовыми измерителями может быть представлен в виде

$$\Psi = B_{\varsigma} q + A\xi, \tag{6}$$

где Ψ – случайный вектор.

После подстановки получим

$$\Psi = X_{\varphi}\varphi. \tag{7}$$

Здесь $\varphi = (\varphi_1, \varphi_2, \dots, \varphi_{z-1}, \varphi_z)^{\mathrm{T}}$ – вектор погрешностей ИК с комплексированными бортовыми измерительными приборами, где первые z-1 компоненты которого представляют собой погрешности инерциальных измерительных систем и внешних навигационных систем, а компонента φ_z - методическую погрешность совместной обработки их измерений, z=k+s+r;

$\Psi = (\psi_1, \psi_2, \dots, \psi_{\mu-1}, \psi_{\mu})^{\mathrm{T}}$ – вектор отклонения концевых условий в заданной области фазовых координат центра масс ЛА из-за погрешностей комплексированной навигационной системы (НС);

$X_{\varphi} = (B_{\varphi} \vdots A)$ – матрица размерности $\mu \times z$.

Предполагая, что закон распределения Ψ близок к нормальному [2], ограничимся рассмотрением задачи в рамках корреляционной теории.

Тогда корреляционная матрица параметров заданной области фазового пространства будет равна [2]

$$K_{\psi} = X_{\varphi} K_{\varphi} X_{\varphi}^{\mathrm{T}}, \tag{8}$$

где K_{ψ} – матрица, характеризующая точность выведения КА или приведения ЛА в заданную область фазового пространства,

K_{φ} – блочная корреляционная матрица совместного распределения векторов η, ς:

$$K_{\varphi} = \begin{pmatrix} K_{\eta} & K_{\eta\varsigma} \\ K_{\varsigma\eta} & K_{\varsigma} \end{pmatrix}. \tag{9}$$

При условии, что компоненты векторов η и ς являются независимыми случайными величинами, матрица K_{φ} имеет диагональный вид.

Требования по точности выведения ЛА в заданный район приземления задаются в виде среднеквадратических, либо максимальных (предельных) отклонений фазовых координат от номинальных значений [2]. В этом случае для определения точностных характеристик ИК используются лишь уравнения из системы (8), соответствующие диагональным членам матрицы K_{ψ}. В принципе в требованиях могут задаваться и корреляционные моменты матрицы K_{ψ}.

Введем в рассмотрение вектор δ, компонентами которого являются среднеквадратические ошибки соответствующих компонент случайного вектора φ, т.е.

$$\delta_i = \sqrt{M\left(\varphi_i^2\right)} \tag{10}$$

С учетом (10) критерий характеризующий затраты некоторых ресурсов на разработку и реализацию принципов построения, структуры, аппаратурного состава и программно-алгоритмического обеспечения ИК ЛА и представляющий собой некоторую вещественную функцию С, при решении задачи определения точностных характеристик ИК преобразуется к виду $C_T(\delta)$, характеризующему стоимость средств, с помощью которых обеспечивается заданная точность выполнения концевых условий. Из физических соображений задача решается при ограничении $\delta > 0$. Из условия удовлетворения техническим возможностям, связанным с изготовлением бортовых измерителей параметров движения ЛА и реализацией в БЦВМ алгоритмов совместной обработки измерений при комплексировании приборов, работающих на разных физических принципах, необходимо в ограничении вместо нуля ввести некоторый малый вектор ε.

Таким образом, рациональные значения точностных характеристик ИК, обеспечивающие заданную точность выполнения концевых условий на основе комплексирования измерителей параметров движения ЛА с различными физическими принципами, должны удовлетворять следующим соотношениям:

$$C_T\left(\delta^*\right) = \min C_T\left(\delta\right), \tag{11}$$

$$X_\varphi K_\delta X_\varphi^T \le K_\psi, \tag{12}$$

$$\delta \ge \varepsilon. \tag{13}$$

Для решения задачи (11)-(13) могут быть использованы различные методы нелинейного программирования. При этом наиболее трудным процессом является подбор начального приближения внутри области, определяемой неравенствами (12) и (13).

В соответствии с рекомендациями работ [3] для преодоления этих трудностей целесообразно воспользоваться решением задачи (11)-(13) при замене неравенства (12) равенством $X_\varphi K_\delta X_\varphi^T = K_\psi$, поскольку при этом значительно упрощается вычислительная процедура оптимизации критерия $C_T\left(\delta\right)$.

Для решения задачи минимизации функции многих переменных с ограничениями типа равенств и неравенств разработано большое количество вычислительных методов, в частности методы с использованием функций штрафа, метод центров, метод возможных направлений и др.

При использовании методов штрафных функций целевая функция (11), подлежащая минимизации, заменяется новой целевой функцией, с помощью которой задача на условный экстремум сводится к задаче на безусловный экстремум. В соответствии с рекомендациями работ [4,5] новая целевая функция для рассматриваемой задачи может быть представлена в виде

$$W(\delta, r) = C_T(\delta) - r\left[\sum_{i=1}^{z} \ln(\delta_i - \varepsilon_i) + \sum_{j=1}^{\mu} \ln\left(d_j - b_j \bar{\delta}_j^2\right)\right], \qquad (14)$$

где r – параметр;

b_j, d_j -элементы, соответственно матриц B и d, образующихся при преобразовании матричного неравенства $X_\varphi K_\delta X_\varphi^T \le K_\psi$ к векторному неравенству $B\bar{\delta}^2 - d \le 0$;

$\bar{\delta}^2 = (\delta_1^2, \delta_2^2, \ldots, \delta_z^2)$ - вектор дисперсий.

При поиске начального приближения решается задача безусловной минимизации функционала

$$W_0(\delta, r) = C_T(\delta) - r\sum_{i=1}^{z} \ln(\delta_i - \varepsilon_i) + \frac{1}{r}\sum_{j=1}^{\mu}\left(b_j \bar{\delta}^2 - d_j\right)^2. \qquad (15)$$

Начальное приближение этой задаче выбирается в области $\delta \ge \varepsilon$.

Для минимизации функций (14) и (15) могут использоваться различные методы математического программирования [1 ,6], в частности, градиентные методы, обобщенный метод Ньютона и его модификации, методы двойственных и сопряженных направлений и др.

Задача (11)-(13) имеет смысл лишь для случая, когда размерность вектора φ выше размерности вектора d. В противном случае наилучшее значение вектора φ определяется из условия минимума квадратичного критерия:

$$J(\delta^*) = \min_{\delta - \varepsilon \ge 0}\left[\left(B\bar{\delta}^2 - d\right)\left(B\bar{\delta}^2 - d\right)^{\mathrm{T}}\right]. \qquad (16)$$

Для решения задачи квадратичного программирования (16) в работе [4] предложен метод, согласно которому на каждом итерационном цикле определяется решение $\bar{\delta}^2 = B^\nabla d$, где $B^\nabla = \left(B^{\mathrm{T}} B\right)^{-1} B^T$, удовлетворяющее условию (16) без учета ограничений $\delta - \varepsilon \ge 0$. Доказано, что если ограничения не выполняются, то оптимальное решение находится в результате последовательного приравнивания компонентов вектора δ своим ограничениям.

Решение задачи определения оптимальных точностных характеристик ИК в указанной постановке можно упростить при использовании допущения о том, что наиболее жесткие требования к этим характеристикам предъявляются на участках выведения ЛА на орбиту или приведения ЛА в заданный РП при автономном функционировании комплекса командных приборов. В этом случае, на первом этапе с использованием соотношения (4) может быть решена задача в указанной постановке из условия обеспечения требуемой точности выведения ЛА на заданную орбиту. Далее, аналогично может быть решена задача определения рациональных точностных характеристик ИК с использованием соответствующих измерителей внешних навигационных систем, в частности ГЛОНАСС. В этом случае задача квазиоптимального комплексирования бортовых измерительных средств с разными физическими принципами действия может быть сведена к выбору соответствующего алгоритма совместной обработки измерительной информации, обеспечивающего, например, минимум дисперсии ошибки оценки параметров движения ЛА.

Таким образом, определяется состав или архитектура ИК, с помощью которой возможно получение наиболее точной измерительной информации в процессе полета, а также может быть решена задача определения возможности выполнения ЛА поставленной задачи.

Выводы:

1. Разработан способ алгоритмического конструирования измерительного комплекса ЛА на основе анализа результатов расчета погрешностей различных измерительных систем. По минимальным погрешностям, рассчитанным для точки вывода или района приземления, определяется рациональный состав ИК ЛА. Представлены формализованные зависимости, с помощью которых предложено проводить расчеты.

2. На основе предложенного способа также осуществляется вычисление точности вывода и приземления в заданный РП, необходимой для выбора оптимального сценария полета ЛА.

Литература

1. Агеев В.М., Павлова Н.В. Приборные комплексы летательных аппаратов и их проектирование. – М.: Машиностроение, 1990.
2. Жаков А.М. Управление баллистическими ракетами и космическими объектами. –М.: Военное издательство министерства обороны СССР, 1974.

3. Красовский Н.Н. Теория управления движением. –М.: Наука, 1968.
4. Пролетарский А.В. Управление полетом ракет космического назначения. –М.: Издательство МГОУ, 2006.
5. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета. –М.: Машиностроение, 1973.
6. Неусыпин К.А., Пролетарский А.В., Цибизова Т.Ю. Системы управления летательными аппаратами и алгоритмы обработки информации. – М.: Изд. МГОУ, 2006.

electronic scientific and technical periodical
SCIENCE and EDUCATION
EL № FS 77 - 30569. №0421100025. ISSN 1994-0408

Development of measurement system for aircraft based on algorithmic design approach

7-30569/326903

03, March 2012
Neusypin K.A., Proletarskii A.V., Sholohov D.O.

Bauman Moscow State Technical University
iu1@bmstu.ru

The problem of aircraft movement control with required accuracy at different segments of flight is usually solved with the usage of information from measurement system. The best structure of a measurement system was determined with the calculation and analysis of precision characteristics of measurement systems.

Publications with keywords: aircraft, algorithmic design, measurement complex
Publications with words: aircraft, algorithmic design, measurement complex

References

1. Ageev V.M., Pavlova N.V., eds. *Pribornye kompleksy letatel'nykh apparatov i ikh proektirovanie* [Aircraft instrument systems and their design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1990. 433 p.

2. Zhakov A.M. *Upravlenie ballisticheskimi raketami i kosmicheskimi ob"ektami* [Control of ballistic missiles and space objects]. Moscow, USSR Dep. of Defense Military Publ. House, 1974. 264 p.

3. Krasovskii N.N. *Teoriia upravleniia dvizheniem* [Theory of motion control]. Moscow, Nauka Publ., 1968. 476 p.

4. Proletarskii A.V. *Upravlenie poletom raket kosmicheskogo naznacheniia* [Flight control of space rockets]. Moscow, MSOU Publ., 2006. 140 p.

5. Lebedev A.A., Chernobrovkin L.S. *Dinamika poleta bespilotnykh letatel'nykh apparatov* [Flight dynamics of unmanned aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1973. 615 p.

6. Neusypin K.A., Proletarskii A.V., Tsibizova T.Iu. *Sistemy upravleniia letatel'nymi apparatami i algoritmy obrabotki informatsii* [Aircraft control systems and algorithms for information processing]. Moscow, MSOU Publ., 2006. 220 p.