

ОБЕСПЕЧЕНИЕ СТОЙКОСТИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ К ВНЕШНИМ ВОЗМУЩАЮЩИМ ФАКТОРАМ

А. М. Касимов⁽¹⁾, Э. М. Мамедли⁽¹⁾, Л. Т. Чернявский⁽²⁾, Е. В. Пустовалов⁽²⁾,
А. В. Коротков⁽²⁾, П. А. Харитонов⁽²⁾

⁽¹⁾ *Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова, г. Москва;*

⁽²⁾ *Академия военных наук*

Предложен способ обеспечения стойкости систем управления летательных аппаратов к воздействию внешних дестабилизирующих факторов путем введения в её состав резервного канала, построенного на струйных элементах. Основное внимание уделено разработке алгоритма, обеспечивающего необходимую точность измерения кажущейся скорости летательного аппарата в жёстком реальном времени.

ВВЕДЕНИЕ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

При создании стойких систем управления (СУ) летательных аппаратов (ЛА) весьма важно обеспечить их работоспособность в условиях воздействия естественных (грозовые разряды, космические лучи, электромагнитные поля и др.) и целенаправленных дестабилизирующих факторов (ДФ). Под стойкостью СУ будем понимать свойство сохранять работоспособность при воздействии на неё ДФ в заданном диапазоне уровней. Анализ возможных путей построения СУ ЛА, инвариантных к действию ДФ показал, что наиболее предпочтителен вариант применения комбинации двух каналов управления: основного электронного и дополнительного резервного — неэлектрической природы, построенного на аналоговых и цифровых элементах струйной техники. Именно струйная техника обеспечивает стойкость относительно внешних воздействий. Оба канала работают параллельно, реализуя идентичные алгоритмы управления, и способны обмениваться информацией для коррекции точности резервного канала по информации основного и восстановления вычислительного процесса в основном канале после его сбоя, обусловленного действием ДФ, по информации резервного.

Предпочтительность данного варианта перед другими (построенными на основе различных электромеханических устройств), обусловлена следующими преимуществами:

— обеспечением работоспособности комбинированной СУ при воздействии всего диапазона изменения амплитудно-временных характеристик любых ДФ;

— высокими точностными характеристиками благодаря аппаратурной избыточности;

— возможностью реализации терминального метода наведения в резервном канале неэлектрической природы;

— обеспечением непрерывности управления ЛА благодаря наличию резервного канала.

Эти преимущества достигаются путем применения приборов, построенных на элементах струйной техники, обладающих рядом достоинств. К их числу относятся:

— нечувствительность к электромагнитным излучениям, интенсивной радиации, ударным нагрузкам и вибрациям [1];

— работоспособность в широком диапазоне температур;

— высокая надежность, обусловленная отсутствием подвижных частей [2];

— низкая стоимость изготовления и эксплуатации;

— отсутствие электромеханических и механических помех для другой бортовой аппаратуры.

Обоснование возможности применения в перспективе до 2010—2015 гг. средств, формирующих целенаправленные ДФ, обладающие более высокими энергетическими характеристиками и длительными (до нескольких секунд) воздействиями [3], обусловило активизацию работ, направленных на применение элементов струйной техники в аппаратуре СУ летательных аппаратов. Ос-



новые направления исследований в настоящее время связаны с созданием струйных элементов, обладающих относительно низкими габаритно-массовыми характеристиками (ГМХ), достаточно высоким быстродействием, позволяющими обеспечить выполнение алгоритмов перспективных СУ с приемлемой точностью [4, 5].

В части создания вычислительных средств резервного канала ведутся разработки действующих макетов элементной базы и отдельных решающих устройств (сумматоров, счетчиков, регистров и т. п.) в целях экспериментального подтверждения теоретически полученных оценок их характеристик (в первую очередь, быстродействия и ГМХ).

Для создания комбинированной СУ необходимо найти пути решения и другой проблемы, связанной с построением комбинированного комплекса командных приборов (ККП), обеспечивающего непрерывность измерения навигационных параметров ЛА с требуемой точностью в условиях воздействия всех возможных ДФ.

1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ КАЖУЩЕЙСЯ СКОРОСТИ

Решение указанных проблем связано с созданием чувствительных элементов и, в первую очередь, датчиков кажущейся скорости (ДКС), работоспособность которых не зависела бы от действия ДФ. В качестве таких элементов могут применяться различные пневматические акселерометры с механической подвижной частью (компенсационные и струнные) и без нее (использующие эффект отклонения струи под действием сил инерции) [6], а также гиросприборы, основные подсистемы которых выполнены на элементах струйной техники.

Анализ достижимого уровня точности и технических характеристик струйных ДКС, а также имеющийся научно-технический задел по их созданию позволил выделить струйные струнный и маятниковый компенсационные акселерометры как наиболее полно удовлетворяющие требованиям, предъявляемым к элементам для СУ летательных аппаратов. Однако вследствие невысокого уровня развития технологии их изготовления они будут иметь существенно более низкие точностные характеристики по сравнению с электромеханическими аналогами. Устранение указанного недостатка струйных измерителей, как показали проведенные исследования, можно обеспечить на основе совместного использования информации струйных и электронных приборов комбинированного ККП в процессе их функционирования. На участках предстартовой подготовки и начальной стадии полета ЛА при отсутствии ДФ осуществляется идентификация параметров математической модели погрешности струйных измерителей с помощью алгоритмов динамической фильтрации информации от двух разнородных источников измерения кажущейся скорости. Полученные оценки параметров используются для корректировки показаний струйных ДКС в условиях наличия естественных и целенаправленных ДФ, что позволяет добиться существенного повышения точности измерения кажущейся скорости в резервном канале комбинированного ККП.

В общем случае суммарная погрешность струйного (грубого) измерителя кажущейся скорости $\Delta W_r(t)$ для ус-

тановившегося режима работы описывается следующим выражением.

$$\Delta W_r(t) = \int (Z_1 + Z_2 \dot{W}(t) + Z_3 \dot{W}^2(t) + Z_3 \dot{W}_{1\perp}(t) + Z_5 \dot{W}_{2\perp}(t)) dt + \vartheta_r(t), \quad (1)$$

где Z_1-Z_5 — коэффициенты математической модели погрешности ДКС, характеризующие следующие составляющие: Z_1 — смещение нуля выходной характеристики акселерометра, обусловленное наличием вредных сил и моментов в механической части прибора, дрейфом характеристик обеспечивающих систем; Z_2 — отклонение крутизны выходной характеристики акселерометра от номинального значения, обусловленное отличием значений параметров измерительного тракта от расчетных (наличием люфта подвеса механической части, изменением коэффициента передачи усилительного тракта и др.); Z_3 — нелинейность выходной характеристики акселерометра, обусловленную внутренними свойствами; Z_4 и Z_5 — погрешности, обусловленные ошибкой выставки акселерометра в заданное направление, жесткостью его крепления на гироплатформе, а также другими причинами, вызывающими влияние ортогональных составляющих перегрузки на ось чувствительности акселерометра; $\dot{W}(t)$ — проекция вектора кажущегося ускорения на входную ось ДКС; $W_{1\perp}(t)$ и $W_{2\perp}(t)$ — проекции вектора кажущегося ускорения на оси, ортогональные входной оси ДКС; $\vartheta_r(t)$ — гауссовский шум с корреляционной функцией $R(\tau) = \sigma_r^2 \delta(\tau)$.

В процессе наземной отработки и испытаний ДКС, как правило, определяются систематические составляющие погрешности измерения кажущейся скорости, которые парируются введением соответствующих поправок в алгоритмы наведения ЛА. Однако, как показывает опыт, при моделировании конкретного запуска прибора существует неучтенная погрешность акселерометра, которую можно представить в виде композиции постоянной и динамической составляющих. Исходя из сказанного, с учетом выражения (1) следует считать, что погрешности измерения кажущейся скорости характеризуются коэффициентами $z_i(t_{\text{п}})$, представляющих собой разность между изменяемым во времени реальным коэффициентом $Z_i(t_{\text{п}})$ и коэффициентом $Z_i^{yч}$, определяющим систематическую составляющую погрешности, учитываемую в алгоритмах наведения ЛА: $z_i(t_{\text{п}}) = Z_i(t_{\text{п}}) - Z_i^{yч}$, $i = \overline{1,5}$.

Коэффициенты $z_i(t_{\text{п}})$ содержат составляющие z_i^0 и z_i^1 , характеризующие, соответственно, неучтенную постоянную в запуске составляющую погрешности ДКС и его динамическую погрешность. Коэффициенты z_i^0 постоянны во времени полета и подчиняются нормальному закону распределения по множеству запусков прибора.

Динамическая погрешность ДКС в соответствии с работами [7—9] представляется в виде случайного процесса, который можно линеаризовать в виде суммы линейной однородной функции времени $C_i t_{\text{п}}$ и дополнительного длинопериодного процесса $\omega_i(t_{\text{п}})$, распре-

деление амплитуд которого во временном сечении подчиняется нормальному закону распределения $N(0, \sigma_{\omega_i})$:

$z_i^1 = C_i t_{\text{п}} + \omega_i(t)$. Коэффициенты C_i по множеству запусков ДКС распределены по нормальному закону $N(m_{C_i}, \sigma_{C_i})$, а в конкретном запуске являются постоянными.

Таким образом, коэффициенты $z_i(t_{\text{п}})$ можно представить линейными случайными функциями

$$z_i(t_{\text{п}}) = z_i^0 + C_i t_{\text{п}} + \omega_i(t), \quad (2)$$

с математическим ожиданием $m_{z_i}(t_{\text{п}}) = m_{z_i^0} + m_{C_i} t_{\text{п}}$, дисперсия которых определяется выражением $D_{z_i}(t_{\text{п}}) = D_{z_i^0} + D_{C_i} t_{\text{п}}^2 + D_{\omega_i}$, где $D_{z_i^0}$, D_{C_i} и D_{ω_i} — дисперсии начального значения, скорости изменения и длиннопериодного процесса изменения коэффициентов $z_i(t_{\text{п}})$.

С учетом представления коэффициентов (2) суммарную погрешность измерения струйным ДКС можно записать [10] в виде

$$\Delta W_{\text{r}}(t) = \int [(z_1^0 + C_1 t + \omega_1(t)) + (z_2^0 + C_2 t + \omega_2(t)) \dot{W}(t) + (z_3^0 + C_3 t + \omega_3(t)) \dot{W}^2(t) + (z_4^0 + C_4 t + \omega_4(t)) \dot{W}_{1\perp}(t) + (z_5^0 + C_5 t + \omega_5(t)) \dot{W}_{2\perp}(t)] dt + \vartheta_{\text{r}}(t). \quad (3)$$

Выражение (3) хорошо согласуется с имеющимися экспериментальными данными по точностным характеристикам струйных маятниковых акселерометров и может быть использовано для математической интерпретации погрешности измерения струйного акселерометра компенсационного типа. Коэффициенты выражения (3) оцениваются по невязке выходных сигналов разноточных ДКС, определяемой как разность показаний струйного измерителя относительно показаний точного и записываемой в виде [11]: $\Delta \tilde{W}_{\text{r}}(t) = \tilde{W}_{\text{r}}(t) - W_{\text{r}}(t) = (W(t) + \Delta \tilde{W}_{\text{r}}(t) + \Delta \tilde{W}_{\text{r}}(t) + \vartheta_{\text{r}}(t)) - (W(t) + \Delta \tilde{W}_{\text{r}}(t) + \vartheta_{\text{r}}(t)) = \Delta \tilde{W}_{\text{r}}(t) - \Delta \tilde{W}_{\text{r}}(t) + \vartheta(t)$, где $\vartheta(t)$ — случайная ошибка, представляющая собой гауссовский случайный процесс с корреляционной функцией $R(\tau) = \sigma^2 \delta(\tau)$, $\sigma^2 = \sigma_{\tau_1}^2 + \sigma_{\tau_2}^2$, $\tau = |\tau_1 - \tau_2|$.

Поскольку уровень точностных характеристик электромеханических акселерометров на два-три порядка выше аналогичного уровня струйных, то эта невязка может быть аппроксимирована выражением, аналогичным выражению (3), с той лишь разницей, что вместо вектора действующего кажущегося ускорения $(\dot{W}(t), \dot{W}_{1\perp}(t), \dot{W}_{2\perp}(t))^T$ необходимо использовать вектор кажущегося ускорения, измеренный высокоточными акселерометрами, $(\dot{W}(t), \dot{W}_{1\perp}(t), \dot{W}_{2\perp}(t))^T$. Так как коэффициенты z_i^0 , C_i , $i = \overline{1, 5}$ постоянны для конкретного включения акселерометра и при интегрировании составляющих правой части выражения (3), содержащих стохастические функции $\omega_i(t)$, имеющие нулевое математическое ожидание, получаются стохастические функции с нулевым математическим ожиданием и со среднеквадратическим отклонением, изменение которого

определяется интегралом функции чувствительности, то выражение, аппроксимирующее невязку показаний разнородных акселерометров, целесообразно записать в виде

$$\Delta \tilde{W}_{\text{r}}^{\text{a}}(t) = z_1^0 t + C_1 \frac{t^2}{2} + z_2^0 W_{\text{r}}(t) + C_2 A_{C_2}(t) + z_3^0 A_{z_3}(t) + C_3 A_{C_3}(t) + z_4^0 W_{\text{r}_{1\perp}}(t) + C_4 A_{C_4}(t) + z_5^0 W_{\text{r}_{2\perp}}(t) + C_5 A_{C_5}(t) + v(t), \quad (4)$$

где $A_{C_2}(t) + \int t \dot{W}_{\text{r}}(t) dt = t W_{\text{r}}(t) - \int W_{\text{r}}(t) dt = t W_{\text{r}}(t) - S_{\text{r}}(t)$;

$$A_{z_3}(t) = \int \frac{\dot{W}_{\text{r}}^2}{t^2} dt, \quad A_{C_3}(t) = \int \frac{\dot{W}_{\text{r}}^2}{t} dt;$$

$$A_{C_4}(t) = \int t \dot{W}_{\text{r}_{1\perp}}(t) dt = t W_{\text{r}_{1\perp}}(t) - \int W_{\text{r}_{1\perp}}(t) dt = t W_{\text{r}_{1\perp}}(t) - S_{\text{r}_{1\perp}}(t);$$

$$A_{C_5}(t) = \int t \dot{W}_{\text{r}_{2\perp}}(t) dt = t W_{\text{r}_{2\perp}}(t) - \int W_{\text{r}_{2\perp}}(t) dt = t W_{\text{r}_{2\perp}}(t) - S_{\text{r}_{2\perp}}(t);$$

$v(t)$ — ошибка, представляющая собой стохастический процесс с нормальным распределением амплитуд во временном сечении с нулевым математическим ожиданием и среднеквадратическим отклонением $\sum_i \sigma_{\omega_i}^2$.

Использование в выражении (4) вектора измеренной высокоточными приборами кажущейся скорости $(W_{\text{r}}(t), W_{\text{r}_{1\perp}}(t), W_{\text{r}_{2\perp}}(t))^T$ может привести к погрешности аппроксимации невязки сигналов неравноточных акселерометров не более чем 10^{-5} м/с, что при предполагаемом уровне характеристик струйных измерителей никаким образом не повлияет на оценки коэффициентов выражения (4). Будем считать, что погрешность взаимной ориентации осей чувствительности неравноточных акселерометров обусловлена только нестабильностью мест крепления акселерометров на гиросtabilизированной платформе (ГСП), что может быть обеспечено применением различных внешних средств при их первоначальной привязке.

В результате анализа наблюдаемости отдельных составляющих погрешности струйного ДКС (4) для различных видов траекторий полёта перспективных ЛА был сделан вывод о том, что для получения приемлемой точности оценки всех представленных в выражении (4) коэффициентов требуется значительное время наблюдения, существенно большее, чем время активного участка траектории. Для преодоления указанного недостатка было выполнено моделирование, позволившее определить порядок их оценки, обеспечивающий наилучшую точность определения коэффициентов математической модели погрешности струйного акселерометра (СА). Он включает в себя последовательное определение на этапе предстартовой подготовки с помощью фильтра Калмана коэффициентов, характеризующих постоянные составляющие погрешности СА: независимую от действующей перегрузки и пропорциональную ей, и линейную аппроксимацию в полете суммарной оставшейся погрешности измерения СА $\Delta \tilde{W}_{\text{r}}^{\text{ост}}(t) = W_{\text{r}}(t) - W_{\text{r}}^{\text{коп}}(t)$, обусловленной наличием остальных составляющих его



погрешности и ошибок идентификации ($W_r^{\text{коп}}(t)$ — величина коррекции).

Оценка двух коэффициентов математической модели погрешности СА с помощью фильтра Калмана осуществляется на этапе предстартовой подготовки в процессе изменения ориентации ГСП из положения, когда ось чувствительности акселерометра почти горизонтальна, в положение, когда ось вертикальна. При этом вместо информации точных ДКС можно использовать известное значение проекции ускорения силы тяжести в точке старта на ось чувствительности акселерометра.

Уравнения состояния и наблюдения, используемые для оценки значений коэффициентов математической модели погрешностей струйного ДКС относительно точного, имеют вид [12, 13]:

$$- \text{уравнение состояния } Y_k = \Phi(t_k, t_{k-1})Y_{k-1} + Gv_k;$$

$$- \text{уравнение наблюдения } x_k = HY_k + \vartheta_k,$$

где Y_{k-1} и Y_k — векторы состояния системы в моменты

$$\text{времени } t_{k-1} \text{ и } t_k; \Phi(t_k, t_{k-1}) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ h_k \Delta W_k & 1 & 1 \end{pmatrix} - \text{переход-}$$

ная матрица, определяющая связь между двумя последовательными состояниями системы; $h_k = \Delta t_k = t_k - t_{k-1}$; $v_k \in N(0, Q_k)$ — значения дискретного стохастического процесса в фиксированные моменты времени с матри-

цей интенсивностей $Q_k = \int_{t_{k-1}}^{t_k} \Phi(t_k, \tau)G\sigma_v^2(\tau)G^T\Phi^T(t_k, \tau)d\tau$;

$G = (0 \ 0 \ 1)^T$; $x_k = \Delta \tilde{W}_{\Gamma}(t_k) = W_r(t_k) + \frac{g}{\Omega} \cos(\Omega h_k)$ — наблюдаемая невязка показаний струйного акселерометра (при постоянной проекции скорости Ω разворота ГСП и нулевом начальном угле отклонения оси чувствительности акселерометра от горизонтальной плоскости $\alpha_0 = 0$); $H = (0 \ 0 \ 1)^T$ — матрица состава измерений; $\vartheta_k \in N(0, R_k)$ — значения дискретного стохастического процесса в фиксированные моменты времени с матрицей интенсивностей R_k .

Собственно фильтр Калмана реализуется системой матричных уравнений

$$Y_k^{\text{оц}} = \Phi_k Y_{k-1}^{\text{оц}} + K[x_k - H\Phi_k Y_{k-1}^{\text{оц}}]; \quad Y_{\text{оц}}(t_0) = Y_0^{\text{оц}},$$

$$P_{k/k-1} = \Phi_k P_{k-1} \Phi_k^T + Q_k;$$

$$K = P_k H^T R_k^{-1};$$

$$P_k = (E - KH)P_{k/k-1}(E - KH)^T + KR_k K^T,$$

где $Y_{k-1}^{\text{оц}}$ и $Y_k^{\text{оц}}$ — векторы оценок параметров векторов Y_{k-1} и Y_k , соответственно; K — (3×1) -матрица усиления; E — (3×3) -единичная матрица; P_k — (3×3) -матрица ковариаций, в начальный момент времени $P_0 = M[Y_0 Y_0^T]$ и выражает соответствующую априорную информацию о векторе состояния системы Y_0 [13].

В случае использования в составе резервного канала ККП маятниковых компенсационных акселерометров

для компенсации влияния на точность получаемых оценок дискретности квантования по уровню ($q_{\text{кв}}$) их выходных сигналов предполагается:

— сигнал $W_r(t_k)$ увеличивать на величину, равную половине кванта СА $q_{\text{кв}}/2$, в том случае, когда период появления информационного импульса на выходе струйного маятникового компенсационного акселерометра $T_{\text{инф}}$ меньше периода съема информации h_k (для $q_{\text{кв}} = 0,05$ м/с при $\alpha_k \leq 6'$, $T_{\text{инф}} = \sim 3''$);

— применять линейную интерполяцию показаний СА, когда $T_{\text{инф}} > h_k$, согласно выражению

$$W(t_k) = W(T_{\text{инф}}^{k-1}) - \frac{t_k - T_{\text{инф}}^{k-1}}{T_{\text{инф}}^k - T_{\text{инф}}^{k-1}} (W(T_{\text{инф}}^k) - W(T_{\text{инф}}^{k-1})).$$

Указанные меры позволяют достичь погрешности получаемых оценок не более одного процента от истинного значения соответствующих коэффициентов, иначе дискретность по уровню выходного сигнала приводит к ошибке оценивания коэффициентов более 100 %.

Полученные значения оценок $y_1^{\text{оц}}$ и $y_2^{\text{оц}}$ используются для коррекции показаний струйного ДКС в полете с помощью спецвычислителя резервного канала, построенного на струйных элементах и инвариантного к воздействию ДФ: $W_r^{\text{коп}}(t) = W_r(t) - y_1^{\text{оц}} t - y_2^{\text{оц}} W_r(t)$.

Использование в этом выражении значения $W_r(t)$ кажущейся скорости, измеренного СА, вместо значения $W_r(t)$ кажущейся скорости, измеренного высокоточным акселерометром, приведет к погрешности измерения кажущейся скорости резервным каналом ККП на конец активного участка траектории не более 10^{-3} м/с, которой можно пренебречь при функционировании СУ в условиях воздействия ДФ.

2. АППРОКСИМАЦИЯ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ КАЖУЩЕЙСЯ СКОРОСТИ

Аппроксимация оставшейся погрешности измерения СА $\Delta \tilde{W}_{\Gamma}^{\text{оц}}(t) = W_r(t) - W_r^{\text{коп}}(t)$ осуществляется следующим образом:

— в случае сохранения работоспособности электронного канала СУ после воздействия целенаправленных ДФ с помощью бортового цифрового вычислительного комплекса (БЦВК) на основе текущей измерительной информации $W_r(t)$ и $W_r^{\text{коп}}(t)$ погрешность аппроксимируется согласно выражению $\Delta \tilde{W}_{\Gamma}^{\text{оц}}(t) = b_1 t$, в котором коэффициент b_1 периодически определяется методом наименьших квадратов с интервалом $\tau = (3 \dots 5)$ с, обеспечивающим наилучшую точность аппроксимации остаточной невязки;

— в случае отказа электронного канала после воздействия ДФ в струйном спецвычислителе резервного канала по априорно определенным коэффициентам для характерных участков траектории $b_2^{\text{анп}}$, $b_3^{\text{анп}}$ и $b_4^{\text{анп}}$ осу-

шествляется линейная аппроксимация остаточной погрешности СА согласно выражению

$$\Delta \tilde{W}_{\Gamma}^{\text{ост}}(t) = b_1 t + b_2^{\text{анп}}(t - t_{0_1})_+ + b_3^{\text{анп}}(t - t_{0_2})_+ + b_4^{\text{анп}}(t - t_{0_3})_+,$$
$$(t - t_{0_i})_+ = \begin{cases} 0 & \text{при } t \leq t_{0_i} \\ t - t_{0_i} & \text{при } t > t_{0_i} \end{cases}, \quad i = 1, 2,$$
$$(t - t_{0_3})_+ = \begin{cases} 0 & \text{при } t \leq t_{0_3} \\ t - t_{0_3} & \text{при } t > t_{0_3} \end{cases}.$$

Значения коэффициентов $b_2^{\text{анп}}$, $b_3^{\text{анп}}$ и $b_4^{\text{анп}}$ определяются на основе знания математической модели погрешности СА и модели воздействия ДФ на аппаратуру СУ с помощью математического моделирования ее функционирования в полете для совокупности возможных траекторий. Причем эти коэффициенты находятся сначала для выбранных участков каждой траектории (характерные участки выбираются, исходя из вида графика действующей перегрузки), затем осредняются по подмножеству выбранных траекторий. Разбиение исходной совокупности траекторий на подмножества осуществляется в зависимости от значения коэффициента b_1 , являющегося функцией времени отказа электронного канала (которое известно) и реализованных в запуске значений погрешностей СА. Следует отметить, что первое значение коэффициента b_1 всегда может быть вычислено в БЦВК, так как на начальном участке полета уровень воздействия ДФ достаточно мал, чтобы привести к отказу электронного канала СУ.

Таким образом, полная коррекция показаний СА в полете осуществляется согласно выражению $W_{\Gamma}^{\text{кор}}(t) = W_{\Gamma}(t) - y_1^{\text{оц}} t - y_2^{\text{оц}} W_{\Gamma}(t) - \Delta \tilde{W}_{\Gamma}^{\text{ост}}(t)$.

Моделирование функционирования одного из перспективных типов инерциальной СУ в полете при воздействии ДФ позволило оценить эффективность разработанного алгоритма комплексирования измерительной информации разнородных каналов системы управления. Так погрешность определения кажущейся скорости комбинированной СУ при действии ДФ на момент окончания активного участка траектории ЛА в худшем случае может составить ~0,2 м/с при реализации разработанного алгоритма, без его реализации — ~2,2 м/с. Таким образом, точность определения кажущейся скорости при воздействии ДФ может быть улучшена примерно в 10 раз, а точность управления ЛА — примерно в 5 раз.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенный подход к построению СУ летательных аппаратов в части комплекса командных приборов, основанный на применении неоднородного резервирования, позволяет:

- сохранить работоспособность СУ при любом временном интервале воздействия ДФ, на котором электронный канал управления неработоспособен;

- обеспечить высокую точность определения кинематических параметров движения ЛА при действии ДФ благодаря коррекции показаний струйного ДКС по результатам совместной обработки измерений кажущейся скорости разнородными акселерометрами на участках отсутствия ДФ;
- обеспечить непрерывность выполнения алгоритмов управления ЛА комбинированной СУ при действии ДФ благодаря непрерывности их выполнения в резервном канале;
- обеспечить высокую надежность комбинированной СУ путем введения резервного дублирующего канала, надежность элементов которого примерно на два порядка выше надежности электронных элементов;
- исключить из состава комбинированной СУ традиционные элементы системы функциональной защиты, так как резервный канал помимо решения задачи управления ЛА обеспечивает возможность восстановления вычислительного процесса в электронном канале после его сбоя, обусловленного действием ДФ.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Evans R. A. Applied Fluids Technology. Aerospace Vehicle Flight Control Conf.*, L. A., Calif., 1965.
2. *Применение цифровой и струйной техники в бортовых системах автоматического управления // Военная авиация и ракетная техника.* — 1973. — Вып. 1, 2.
3. *Исследования в США поражающих факторов новых видов ЯО направленного действия и стойкости к ним образцов оружия и военной техники.* — М.: МО, 1987.
4. *Радикальное повышение быстродействия элементной базы резервных систем управления летательными аппаратами / Касимов А. М., Мамедли Э. М., Попов А. И., Чернявский Л. Т. // Датчики и системы.* — 2005. — № 4. — С. 29–33.
5. *Коротков А. В., Чернявский Л. Т., Пустовалов Е. В. Обеспечение инвариантности систем управления летательным аппаратом к действию целенаправленных дестабилизирующих факторов на основе комплексирования электронного канала управления и канала управления неэлектрической природы // Двойные технологии.* — 2004. — № 2. — С. 13, 14.
6. *Заманзон Л. А. Аэрогидродинамические методы измерения входных параметров автоматических систем.* — М.: Наука, 1973.
7. *Дружинин Г. В. Надежность автоматизированных систем.* — М.: Энергия, 1977.
8. *Вязов С. М., Дудченко А. В., Жебрак Л. М. Методы анализа точностных характеристик систем управления по данным наземных испытаний.* — М.: МО, 1996.
9. *Челпанов И. Б. Оптимальная обработка сигналов в навигационных системах.* — М.: Наука, 1967. — 392 с.
10. *Коротков А. В. Математическая модель погрешности струйного измерителя кажущейся скорости системы управления летательного аппарата // Двойные технологии.* — 2004. — № 2. — С. 19–21.
11. *Коротков А. В. Обоснование и выбор метода информационного комплексирования разноточных измерителей кажущейся скорости // Там же.* — С. 21–24.
12. *Бабич О. А. Обработка информации в навигационных комплексах.* — М.: Машиностроение, 1991.
13. *Остром К. Введение в стохастическую теорию управления.* — М.: Мир, 1973.

☎ (495) 334-91-00

E-mail: kasimov@ipu.ru

