

В. Я. Распопов, д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой, tguru@yandex.ru,

А. П. Шведов, канд. техн. наук, доц., tguru@yandex.ru,
ФГБОУ ВО "Тульский государственный университет"

Резервная бесплатформенная система ориентации на отечественных микромеханических инерциальных датчиках

Обсуждается разработка резервной системы ориентации летательного аппарата на базе отечественных микромеханических инерциальных датчиков. Приводятся результаты испытаний системы на базе ФГУП "ГосНИИАС". Предлагаются проекторочные зависимости для расчета параметров резервной системы ориентации и способ повышения точности, основанный на анализе режимов движения летательного аппарата.

Ключевые слова: резервирование показаний приборов, инерциальная бесплатформенная вертикаль, микромеханические гироскопы, интегральные акселерометры, акселерометрическая коррекция, фильтр Калмана, оценка погрешности

Введение

Современные летательные аппараты представляют собой высокоманевренные объекты управления. Автоматизация процесса управления требует определения текущих параметров движения летательного аппарата: скорости, координат, высоты полета, а также его угловой ориентации. Важнейшей является система ориентации, обеспечивающая выработку углов тангажа и крена летательного аппарата, так как данная информация необходима для обеспечения стабилизации летательного аппарата как при равномерном движении, так и при маневрировании.

Одним из способов повышения надежности навигационных приборов является резервирование. К резервным приборам и системам предъявляются жесткие требования по массогабаритным характеристикам и автономности работы. Ввиду большой значимости резервных систем ориентации их разработкой занимаются как в России, так и за рубежом [1–4].

Существенное уменьшение массы и энергопотребления резервных систем может быть достигнуто путем применения микромеханических датчиков угловой скорости (ДУС), которые по указанным параметрам существенно превосходят другие типы, например, роторные или волоконно-оптические гироскопы.

Низкая точность микромеханических датчиков требует применения специальных методов и способов обработки информации, обеспечивающих точность, достаточную для решения задач управления летательным аппаратом.

Следует отметить, что одной из общегосударственных задач является импортозамещение, в том числе в области авиационной техники.

Данная статья посвящена разработке резервной бесплатформенной системы ориентации (РБСО) на отечественной микромеханической элементной базе.

Постановка задачи

Задача определения ориентации летательного аппарата в микромеханических инерциальных бесплатформенных системах ориентации решается за счет совместного использования двух триад ортогонально расположенных акселерометров и датчиков угловой скорости (микромеханических гироскопов).

Совместное использование датчиков двух типов обусловлено тем, что акселерометры чувствительны к линейным ускорениям, возникающим при движении летательного аппарата, что приводит к возникновению погрешности определения угловой ориентации. Вместе с тем при определении угловой ориентации по микромеханическим гироскопам возникает накапливаемая со временем погрешность.

Таким образом, акселерометры обеспечивают устранение накапливаемой погрешности, а микромеханические гироскопы — снижение влияния динамики движения летательного аппарата на точность системы ориентации.

Эффективным оказывается построение связи между акселерометрами и гироскопами на базе алгоритмов калмановской фильтрации. В частности, в основу РБСО может быть положен фильтр Калмана (ФК), работающий в установившемся режиме работы (рис. 1) [6].

В системе ФК решает следующую задачу: подавляет в векторе кажущегося ускорения $\mathbf{n}\{n_x, n_y, n_z\}$, измеряемом акселерометрами A_x, A_y, A_z , составляющую $\mathbf{a}$, описывающую ускоренное движение летательного аппарата, сохраняя при этом вектор ускорения силы тяжести Земли $\mathbf{g}\{g_x, g_y, g_z\}$. Таким образом, на выходе ФК формируются проекции вектора $\mathbf{g}$, по которым с использованием известных зависимостей [5] вычисляются углы тангажа и крена летательного аппарата.

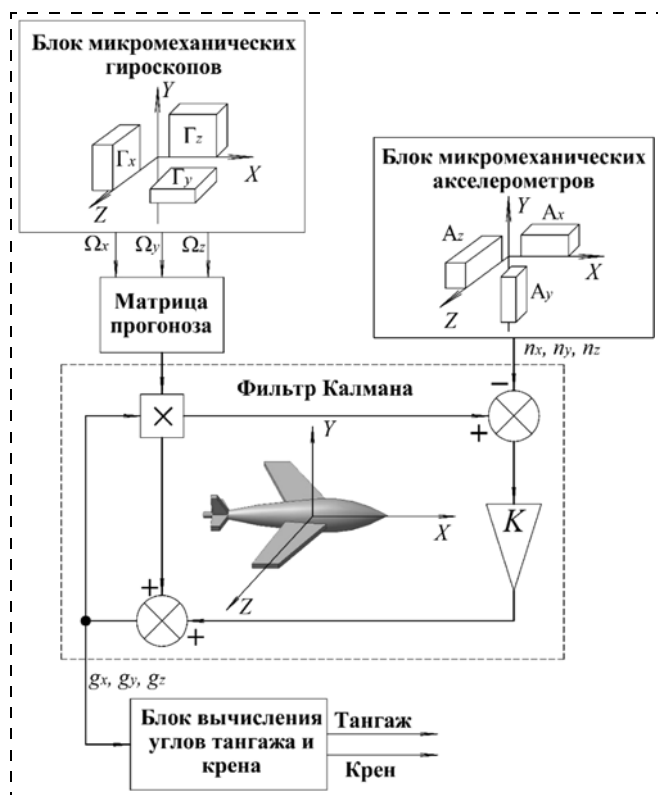


Рис. 1. Структурная схема системы ориентации на базе фильтра Калмана

Эффект оценивания проекции вектора $\mathbf{g}$ достигается следующим образом. По показаниям Ω_x, Ω_y и Ω_z микромеханических гироскопов $\Gamma_x, \Gamma_y, \Gamma_z$ формируется оценка вектора $\mathbf{g}$ на оси связанной системы координат.

Для того чтобы погрешность вычисления проекций вектора $\mathbf{g}$ по сигналам гироскопов с течением времени не накапливалась, эти проекции корректируются с малым коэффициентом K по измеренному акселерометрами вектору кажущегося ускорения $\mathbf{n}$ [7].

Таким образом, вектор состояния ФК представляет собой проекции вектора $\mathbf{g}$ на оси связанной системы координат. При этом в процессе расчета фильтра учитывается, что в показаниях акселерометров отсутствуют составляющие, обусловленные ускоренным движением объекта, а систематическая погрешность датчиков блока акселерометров пренебрежимо мала.

Малая чувствительность системы к линейным ускорениям объекта достигается за счет малого значения коэффициента передачи ФК K в установившемся режиме.

Для реализации фильтра необходимо определить коэффициент передачи K . Анализ работы системы показывает, что ее чувствительность к линейным перегрузкам объекта определяется постоянной времени T , которая обратно пропорциональна коэффициенту передачи K . При этом чем больше постоянная времени, тем меньше влияние ускорений на погрешность системы ориентации [7].

Вместе с тем чрезмерное уменьшение значения коэффициента K приводит к низкой эффективности работы акселерометрической коррекции и недоскомпенсированности погрешностей микромеханических гироскопов.

Таким образом, в работе решается задача определения оптимального значения коэффициента K с точки зрения точности выработки углов тангажа и крена и обеспечения низкой чувствительности системы ориентации к линейным ускорениям летательного аппарата.

Определение оптимального значения коэффициента передачи фильтра Калмана

Согласно работам [8, 9] коэффициент K определяется соотношением

$$K = \frac{p_a + q_a}{p_a + q_a + r_a}, \quad (1)$$

где p_a — требуемая дисперсия погрешности оценивания вектора $\mathbf{g}$ (определяется по допустимому значению погрешности вычисления углов тангажа и крена); q_a — дисперсия погрешности прогноза ФК; r_a — дисперсия погрешности измерения ФК.

Анализ зависимости (1) показывает, что малое значение коэффициента передачи фильтра Винера K достигается при малом значении дисперсии погрешности прогноза q_a и максимально возможном значении дисперсии погрешности измерений r_a .

В свою очередь, максимальное значение r_a ограничивается допустимым значением p_a (рис. 2).

Максимальное значение r_a для расчета коэффициента передачи K целесообразно определять по значениям допустимой дисперсии погрешности оценивания p_a и имеющейся погрешности прогноза q_a [7]:

$$r_a = \frac{p_a(p_a + q_a)}{q_a}. \quad (2)$$

Таким образом, задача определения оптимального значения коэффициента передачи ФК K сводится к определению погрешности прогноза q_a .

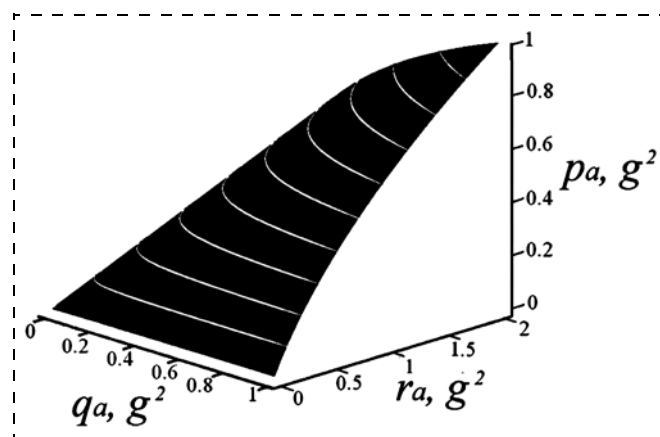


Рис. 2. Зависимость дисперсии погрешности оценивания p_a от дисперсии погрешностей прогноза q_a и дисперсии погрешности измерения r_a

Дисперсия погрешности прогноза q_a определяется среднеквадратическим отклонением погрешности применяемых микромеханических гироскопов σ и значением шага дискретизации системы τ [6]. Проведенная серия экспериментальных исследований и результаты полунатурного моделирования показывают, что для расчета дисперсии прогноза может быть использовано соотношение

$$q_a = C\sigma^2\tau^2, \quad (3)$$

где $C \approx 10^{-2} \frac{g^2}{(^{\circ})^2}$ — постоянный коэффициент.

Таким образом, минимальное значение погрешности прогноза может быть достигнуто за счет снижения погрешности микромеханических гироскопов и уменьшения шага дискретизации системы τ . Иными словами, чем более точные ДУС и более мощные вычислительные ресурсы привлекаются при построении РБСО, тем меньшее значение принимает дисперсия погрешности прогноза q_a , а следовательно, и меньшее значение принимает коэффициент передачи K , при котором обеспечивается наибольшее значение постоянной времени T и минимальная чувствительность к линейным ускорениям объекта.

Реализация РБСО и анализ результатов экспериментальных исследований

В ФГБОУ ВО "Тульский государственный университет" при поддержке АО "ОКБ "Электроавтоматика" имени П. А. Ефимова" была разработана РБСО (рис. 3) и проведены ее испытания в ФГУП "ГосНИИАС".

РБСО содержит три микромеханических гироскопа ММГ-ЭПТРОН (ОАО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор") и три компенсационных акселерометра АТ-1104 (ОАО АНПП "Темп-Авиа"). Выходным интерфейсом модуля является интерфейс RS-232 с частотой передачи данных 1,25 Мбит/с. При этом достигается частота обновления информации об угловой ориентации объекта до 100 раз в

секунду. Масса РБСО составляет порядка 700 г при высоте 80 мм и диаметре 118 мм.

Технические характеристики применяемых гироскопов (табл. 1) позволили обеспечить постоянную времени РБСО порядка 38 с при принятом максимальном значении погрешности по углам тангажа и крена не более 1° в длительном режиме работы. Погрешности акселерометров АТ-1104 приведены в табл. 2.

Система проходила испытания в штатном режиме полета самолета ТУ-160. Испытания РБСО показали, что система работоспособна и устойчиво функционирует при длительных режимах эксплуатации (более 10 ч). По результатам испытаний погрешность РБСО по каналам углов тангажа и крена составила 2° при прямолинейном движении и до 3° при маневрировании. Погрешность угловых скоростей курса, тангажа и крена составила $2^{\circ}/с$ и носила преимущественно шумовой характер.

При проведении работ на стенде СЗ-600 было выявлено влияние рассогласования осей систем координат РБСО и стенда. Помимо постоянной инструментальной погрешности в виде разницы текущих углов тангажа и крена стенда и соответствующих выходных сигналов РБСО наблюдалась переменная составляющая, обусловленная взаимодействием каналов тангажа и крена.

Появление переменной составляющей происходит из-за углов рассогласования осей систем координат (СК) РБСО и стенда $\Delta\psi$, $\Delta\theta$, $\Delta\gamma$ (рис. 4), так как при вращении стенда по углам тангажа или крена РБСО совершает движение, которое приводит к одновременному изменению углов крена и тангажа.

Взаимовлияние каналов также подтверждается математическим моделированием. На рис. 5 приведены результаты математического моделирования влияния рассогласования СК РБСО и стенда при значении углов: $\Delta\theta = 0,5^{\circ}$, $\Delta\gamma = 0,5^{\circ}$, $\Delta\psi = 5^{\circ}$. Из графиков рис. 5 следует, что разница показаний РБСО и угла поворота стенда из-за неточности выкладки может достигать двух градусов.

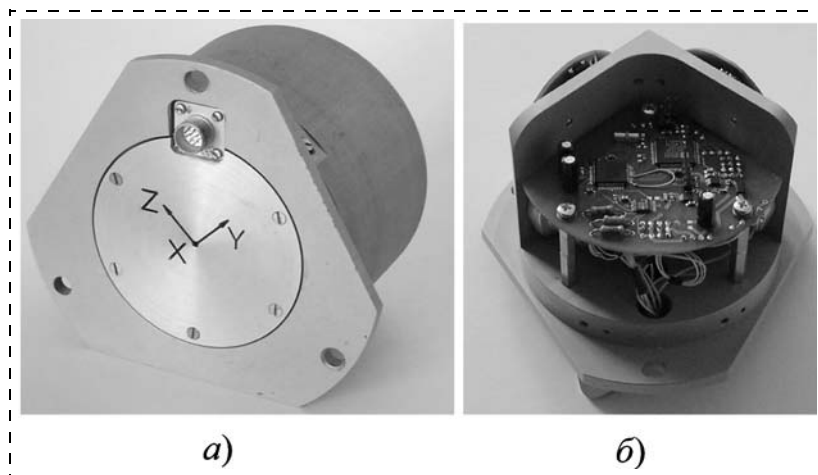


Рис. 3. РБСО:
а — общий вид; б — вид без крышки

Таблица 1

Значения погрешностей гироскопов
ММГ-ЭПТРОН по вариациям Алана

Гироскопы	$ARW, ^{\circ}/\sqrt{ч}$	Нестабильность нуля, $^{\circ}/ч$
Гироскоп X	13,44	2,17
Гироскоп Y	11,28	2,55
Гироскоп Z	15,92	4,21

Таблица 2

Значение погрешностей акселерометров
по вариациям Алана

Акселерометры	$VRW, м/с^{3/2}$	Нестабильность нуля, $м/с^2$
Акселерометр X	0,004347	0,001348
Акселерометр Y	0,004036	0,001008
Акселерометр Z	0,003914	0,001258

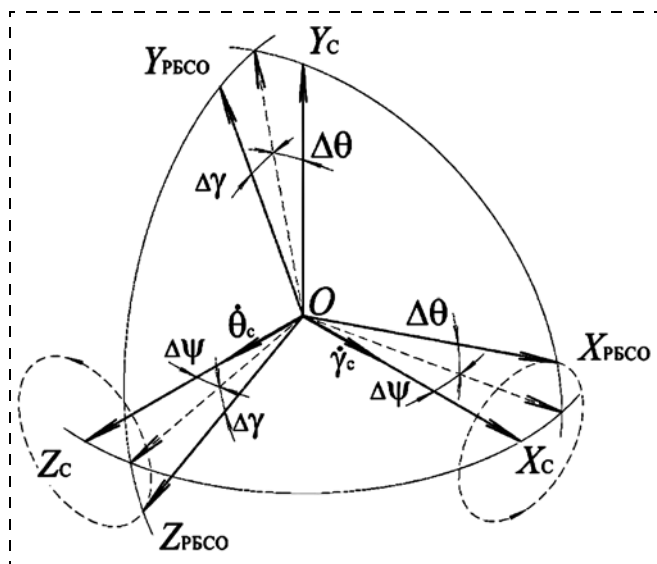


Рис. 4. Взаимная ориентация СК стенда и РБСО: $OX_{РБСО}$, $OY_{РБСО}$, $OZ_{РБСО}$ — продольная, нормальная и поперечная оси СК РБСО; OX_C , OY_C , OZ_C — продольная, нормальная и поперечная оси СК стенда; $\Delta\psi$, $\Delta\theta$, $\Delta\gamma$ — рассогласование СК стенда и РБСО по углам курса, тангажа и крена; $\dot{\theta}_C$, $\dot{\gamma}_C$ — угловые скорости вращения стенда по углам тангажа и крена

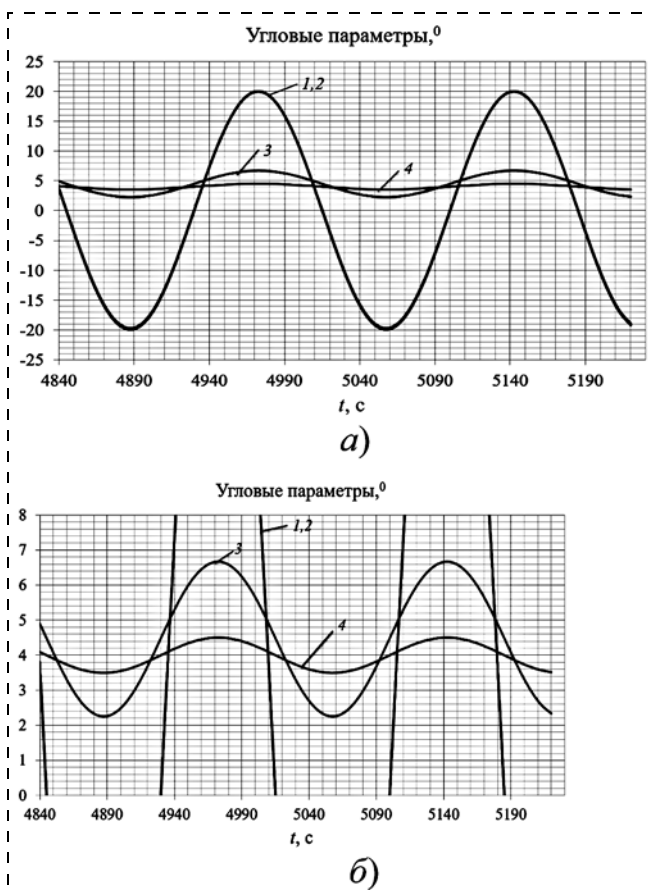


Рис. 5. Влияние рассогласования СК РБСО и стенда: а — график целиком; б — график с увеличением вдоль вертикальной оси (1 и 2 — истинные углы крена стенда и РБСО с учетом рассогласования СК; 3 — истинный угол тангажа РБСО с учетом рассогласования СК; 4 — истинный угол тангажа стенда)

Аналогичная инструментальная погрешность может также присутствовать и на реальном летательном аппарате (ЛА). При этом увеличение требований к точности установки РБСО в ЛА не всегда желательно, так как это осложняется рядом конструктивных и технологических трудностей и приводит к увеличению стоимости конструкции. При этом представляется возможным оценить углы рассогласования по сигналам штатной и резервной систем ориентации и ввести соответствующие поправки в показания РБСО в виде следующей корректирующей матрицы поворота:

$$\Delta C = \begin{bmatrix} \cos\Delta\theta\cos\Delta\psi & \sin\Delta\theta & -\cos\Delta\theta\sin\Delta\psi \\ -\cos\Delta\gamma\sin\Delta\theta\cos\Delta\psi + \sin\Delta\gamma\sin\Delta\psi & \cos\Delta\gamma\cos\Delta\theta & \cos\Delta\gamma\sin\Delta\theta\sin\Delta\psi + \sin\Delta\gamma\cos\Delta\psi \\ \sin\Delta\gamma\sin\Delta\theta\cos\Delta\psi + \cos\Delta\gamma\sin\Delta\psi & -\sin\Delta\gamma\cos\Delta\theta & -\sin\Delta\gamma\sin\Delta\theta\sin\Delta\psi + \cos\Delta\gamma\cos\Delta\psi \end{bmatrix}.$$

Результаты испытаний РБСО в динамических режимах движения ЛА показали, что погрешность системы при маневрировании может увеличиваться до 3° , что объясняется влиянием линейных ускорений летательного аппарата.

Как отмечалось, минимальное значение коэффициента передачи ФК K ограничивается необходимостью обеспечения требуемого уровня компенсации накапливаемой погрешности, возникающей при определении параметров ориентации по микромеханическим гироскопам при длительном функционировании РБСО. При этом уменьшение коэффициента K до нуля (отключение акселерометрической коррекции) на короткое время не приведет к снижению погрешности РБСО и позволит на некоторое время максимально снизить чувствительность системы к линейным ускорениям летательного аппарата.

Поэтому одним из направлений повышения точности РБСО является отключение режима коррекции от акселерометров при маневрировании ЛА аналогично тому, как это реализуется в классических вертикалях. Рассмотрим влияние динамики полета ЛА на точность работы РБСО.

Повышение точности определения параметров ориентации при маневрировании

Основным режимом движения ЛА, как правило, является прямолинейный полет с квазипостоянной скоростью. Такой режим возможен только в случае, когда сумма сил, действующих на ЛА, равна нулю. Кажущаяся вертикаль, определяемая акселерометрами, в этом режиме полета соответствует или близка к истинной, поэтому в этом режиме движения отключения коррекции не требуется.

При прямолинейном движении ЛА, как правило, присутствуют участки разгона или торможения (рис. 6).

Как видно из рис. 6, вектор линейного ускорения в этом случае в зависимости от угла атаки α практически полностью проектируется на продольную ось OX связанной СК РБСО.

В связи с этим недостоверными с точки зрения задачи ориентации являются только показания ак-

селерометра по оси OX . При этом показания акселерометров по осям OY , OZ можно считать достоверными, и они могут быть использованы для коррекции микромеханических гироскопов.

Вместе с тем проекция вектора $\mathbf{g}$ на ось OX легко определяется по двум другим акселерометрам:

$$g_x = \pm \sqrt{g^2 - g_y^2 - g_z^2}. \quad (4)$$

Таким образом, за счет вычисления проекции вектора $\mathbf{g}$ по выражению (4) контур отключения коррекции для данного режима не требуется. Идентифицировать данный режим возможно по контролируемому значению ускорения ЛА по продольной оси OX согласно выражению

$$a_x = n_x - g_x, i/i - 1, \quad (5)$$

где $g_x, i/i - 1$ — прогноз проекции вектора $\mathbf{g}$ на ось OX , формируемый с помощью микромеханических гироскопов.

Данный режим отключения коррекции аналогичен контуру отключения продольной радиальной проекции в платформенных гировертикалях.

Разворот ЛА по курсу как при координированном, так и при плоском разворотах сопровождается возникновением угловой скорости рыскания и центростремительного ускорения, зависящего от радиуса разворота (рис. 7).

Как видно из рис. 7, наличие центростремительного ускорения $\mathbf{a}_ц$ приводит к недостоверности, с точки зрения задачи ориентации, показаний акселерометров, ориентированных по осям OY и OZ . В свою очередь, показания акселерометра по оси OX можно считать достоверными.

В этом случае при определении углов тангажа и крена необходимо исключить показания акселерометров по осям OY и OZ . Для этого достаточно на период разворота установить коэффициент передачи K фильтра Калмана по каналам OY и OZ равным нулю, а по каналу OX оставить без изменения.

Идентифицировать данный режим движения можно по значению угловой скорости курса $\dot{\psi}$, которая вычисляется РБСО наряду с другими параметрами углового движения ЛА. Данный режим отключения коррекции аналогичен контуру отключения поперечной перпендикулярной коррекции в платформенных гировертикалях.

При развороте ЛА по углу тангажа в вертикальной плоскости, содержащей продольную ось OX , возникает центростремительное ускорение $\mathbf{a}_ц$, зависящее от угловой скорости тангажа $\dot{\theta}$ и радиуса разворота R (рис. 8). Так как в этом режиме углы атаки и крена, как правило, малы, то недостоверным можно считать только показания акселерометра по оси OY . Проекция вектора $\mathbf{g}$ на ось OY в этом случае может быть определена аналогично режиму разгона и торможения. Таким образом, отключение коррекции для данного режима не требуется.

При совмещенных, более сложных маневрах ЛА требуется отключение коррекции по всем трем каналам. Идентифицировать указанные режимы

можно по значениям определяемых в РБСО углов и угловых скоростей вращения ЛА.

Результаты моделирования работы РБСО с контуром отключения коррекции и без него (рис. 9) показали, что отключение коррекции позволяет снизить погрешности РБСО при маневрировании ЛА до полутора градусов (рис. 9).

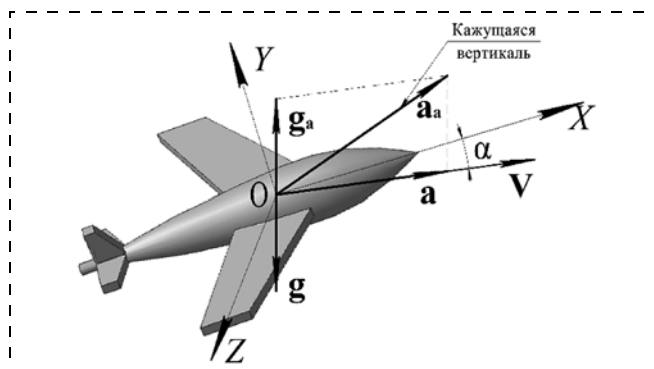


Рис. 6. Режим разгона-торможения ЛА (g_a — ускорение, создаваемое активными силами, компенсирующими силу тяжести; a_a — ускорение, создаваемое активными силами; a — ускорение ЛА; α — угол атаки; V — скорость движения ЛА)

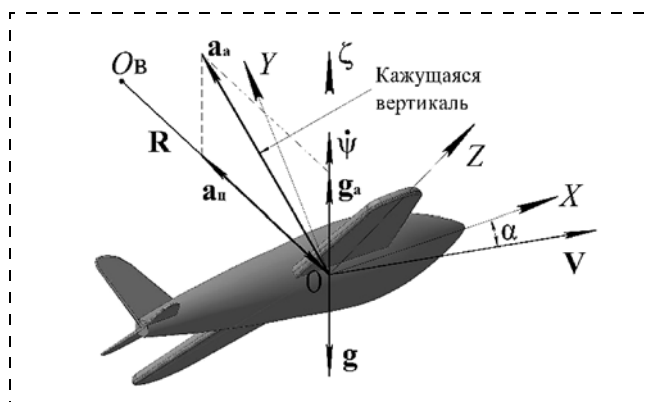


Рис. 7. Разворот ЛА по углу курса (рыскания) (g_a — ускорение, создаваемое активными силами, компенсирующими силу тяжести; a_a — ускорение, создаваемое активными силами; $a_ц$ — центростремительное ускорение ЛА; α — угол скольжения; V — скорость движения ЛА; R — радиус разворота)

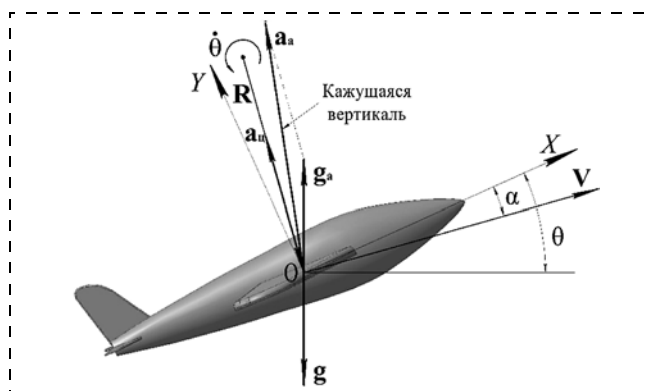


Рис. 8. Разворот по углу тангажа (g_a — ускорение, создаваемое активными силами, компенсирующими силу тяжести; a_a — ускорение, создаваемое активными силами; $a_ц$ — центростремительное ускорение ЛА; α — угол скольжения; V — скорость движения ЛА; R — радиус разворота)



Рис. 9. Погрешности угла тангажа: 1 — РБСО с отключением коррекции; 2 — РБСО без отключения коррекции

Таким образом, калмановская фильтрация и режимы прогнозируемого отключения коррекции позволяют повысить точность определения параметров ориентации с помощью РБСО при маневрировании ЛА.

Заключение

Рассмотрен вариант построения РБСО на базе ФК, работающего в установившемся режиме. Показано, что для реализации ФК необходимо определить только его коэффициент передачи K , который должен иметь минимально возможное значение в целях обеспечения низкой чувствительности РБСО к линейным ускорениям ЛА.

Приведенные в работе проектировочные зависимости позволяют оценить точность РБСО еще на этапе ее проектирования, и из них следует также, что минимальное значение коэффициента передачи K ограничивается погрешностями гироскопов и шагом дискретизации. По этой причине значение имеют не только точностные характеристики применяемых гироскопов и акселерометров, но и параметры электронно-преобразующего тракта и бортового вычислителя.

В случаях, когда чувствительность РБСО к динамике полета летательного аппарата оказывается недостаточной, повышение точности РБСО при маневрировании ЛА может быть достигнуто за счет кратковременного отключения контура коррекции от акселерометров с учетом режимов движения ЛА.

Результаты экспериментальных исследований показывают, что особое внимание необходимо уделять позиционированию СК РБСО относительно СК, связанной с ЛА. В статье предложен способ позиционирования, позволяющий существенно снизить требования по установке РБСО за счет алгоритмического учета рассогласования осей СК РБСО и ЛА.

Полученные результаты показали возможность построения РБСО на отечественных инерциальных микромеханических датчиках, обладающей приемлемой точностью для решения задач управления ЛА.

Список литературы

1. Ильясов С. П., Корнилов А. В., Свяжин Д. В. Использование функциональной избыточности как средства повышения надежности резервной системы ориентации летательного аппарата // Науч.-техн. вестник Поволжья. 2014. № 1. С. 89–92.
2. Каталог продукции ПАО АНПП "Темп-Авиа". URL: <http://www.temp-avia.ru/index-4.htm>.
3. Savage P. G. Blazing gyros — the evolution of strapdown inertial navigation technology for aircraft // AIAA J. Guidance, Control, and Dynamics. 2013. Vol. 36, N. 3. P. 637–655. doi: 10.2514/1.60211
4. A Study of Critical Computational Problems Associated with Strapdown Inertial Navigation Systems, NASA Report CR-968, April 1968.
5. Гироскопические приборы и системы: Учеб. для вузов / Д. С. Пельпор, И. А. Михалев, В. А. Бауман и др. М.: Высшая школа, 1988. 424 с.
6. Шведов А. П. Способы повышения точности информационно-измерительных систем ориентации подвижных объектов: Дисс... на соискание ученой степени канд. техн. наук: 05.11.16 / А. П. Шведов. ГОУ ВПО "Тульский государственный университет". Тула: Изд. ТулГУ. 2010. 172 с.
7. Алалуев Р. В., Ладонкин А. В., Малютин Д. М. и др. Микросистемы ориентации беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 2011. 180 с.
8. Распопов В. Я. Микросистемная авионика: учебное пособие. Тула: Гриф и К, 2010. 248 с.
9. Распопов В. Я., Иванов Ю. В., Алалуев Р. В., Шуклов А. В., Шведов А. П. Влияние параметров датчиков на точность работы бесплатформенной инерциальной гировертикали // Датчики и системы. 2011. № 8. С. 18–21.

Backup Platformless Orientation System Based on Domestic Micromechanical Inertial Sensors

V. Ya. Raspopov, tgupu@yandex.ru, A. P. Shvedov, tgupu@yandex.ru,
FSBEI HE "Tula State University", Tula, Russian Federation

Corresponding author: Raspopov Vladimir Ya., D. Sc., Professor, Head of the Chair,
FSBEI HE "Tula State University", Tula, Russian Federation,
e-mail: tgupu@yandex.ru

Received on April 26, 2017

Accepted on May 15, 2017

The work is devoted to the problem of development of backup strapdown attitude control system (BSACS) based on micro-mechanical sensors. A block diagram is proposed for constructing a system based on micromechanical accelerometers and gyros whose complex processing of signals is realized by means of a Kalman filter operating in steady state. Dependencies of the filter parameters on the accuracy of the sensors used are shown. The design relationships are given, which allow us to calculate the filter parameters by the technical characteristics of the sensors used. The work presents a study of the inertial measurement module,

based on micromechanical gyroscopes MMG-APTRON (Central Research and Development Institute Electropribor Corporate Group JSC), ADXRS-642 (Analog Devices Co.) and compensation accelerometers AT1104 (ANPP Temp-Avia JSC). There presented the design of the measurement module for the construction of a backup strapdown attitude control system, which may be applied both on unmanned aerial vehicles and as a backup system on piloted aircrafts. The results of tests of the developed system based on FSUE "GosNII AS" are given, which showed that BSACS provides pitch and pitch angles with an error of no more than 2 degrees with a straight flight and no more than 3 when maneuvering. The influence of the misalignment of the BSACS axes and the mobile object on the accuracy of the development of angular parameters is shown. A method for algorithmically accounting for axial misalignment is proposed, which makes it possible to reduce the requirements for the accuracy of alignment of the axes. The reasons for the increase in the BSACS error during maneuvering are shown. A method for increasing the accuracy of a system based on an analysis of the modes of motion of an aircraft is proposed. The results of modeling the method of increasing the accuracy are given, which show that the error of BSACS during maneuvering, in some cases, can be reduced by more than 3 times.

Keywords: instrument redundancy, inertial platformless gyrovertical, MEMS-gyroscopes, integrated accelerometer, accelerometer correction, Kalman filter, error estimation

For citation:

Raspopov V. Ya., Shvedov A. P. Backup Platformless Orientation System Based on Domestic Micromechanical Inertial Sensors, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2017, vol. 18, no. 10, pp. 699–705.

DOI: 10.17587/mau.18.699-705

References

1. Kornilov A. V., Ilyasov S. P., Svyazhin D. V. *Ispolzovanie funktsionalnoy izbytochnosti kak sredstva povysheniya nadezhnosti rezervnoy sistemy orientatsii letatel'nogo apparata* (The use of functional redundancy as a means of increasing the reliability of the reserve orientation system of an aircraft), *Nauchno-tekhnicheskiy vestnik Povolzh'ya*, 2014, no. 1, pp. 89–92 (in Russian).
2. Production of ANPP Temp-Avia JSC, available at: <http://www.temp-avia.ru/index-4.htm> (in Russian).
3. Savage P. G. Blazing gyros — the evolution of strapdown inertial navigation technology for aircraft, *AIAA J. Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 36, no. 3, pp. 637–655, 2013. doi: 10.2514/1.60211
4. A Study of Critical Computational Problems Associated with Strapdown Inertial Navigation Systems, NASA Report CR-968, April 1968.

5. Pelpor D. S. et al. *Gyroscopicheskie pribory i sistemy* (Gyroscopic devices: study aid), Moscow, Vysshaya shkola, 1988, 424 p. (in Russian).

6. Shvedov A. P. *Sposoby povysheniya tochnosti informacionno-izmeritel'nykh sistem orientatsii podvinykh ob'ektov. Kand. Diss.* (The ways to improve the accuracy of information-measuring system for movable object), Tula, 2010, 172 p. (in Russian).

7. Alaluev R. V. et al. *Microsistemy orientatsii bespilotnykh letatel'nykh apparatov* (Microsystems of orientation of unmanned aerial vehicles), Moscow, Mashinostroyeniye, 2011, 180 p. (in Russian).

8. Raspopov V. Ya. *Mikrosistemnaya avionika: uchebnoye posobiye* (Microsystem aviation electronics: study aid), Tula, Grifi K, 2010 (in Russian).

9. Raspopov V. Ya., Ivanov Yu. V., Alaluev R. V., Shukalov A. V., Shvedov A. P. *Vliyaniye parametrov datchikov na tochnost' raboty besplatformennoy inertial'noy girovertikali* (Influence of the parameters of the sensors on the accuracy of the work of the inertial inertial gyrovertical), *System and Sensors*, 2011, no. 8, pp. 18–21 (in Russian).

10. Raspopov V. Ya., Ivanov Yu. V., Alaluev R. V., Shukalov A. V., Shvedov A. P. *Vliyaniye parametrov datchikov na tochnost' raboty besplatformennoy inertial'noy girovertikali* (Influence of the sensor parameters on the accuracy of the inertial-free inertial gyrovertical), *Datchiki i Sistemy*, 2011, no. 8, pp. 18–21 (in Russian).

УДК 629.73.018.7

DOI: 10.17587/mau.18.705-711

О. Н. Корсун, д-р техн. наук, проф., marmotto@rambler.ru,

А. В. Стуловский, инженер, avstlv2@gmail.com,

Государственный НИИ авиационных систем, г. Москва,

А. В. Канышев, нач. отд., astra_kanysheva@mail.ru,

Государственный летно-испытательный центр им В. П. Чкалова, г. Ахтубинск

Анализ движения самолетов на закритических углах атаки: коррекция погрешностей бортовых измерений и моделирование отклоняемого вектора тяги*

Рассмотрена проблема анализа полетных данных на закритических углах атаки в целях уточнения математической модели движения самолета. В рамках указанной общей проблемы предлагается методика проверки и коррекции бортовых измерений при движении летательного аппарата в диапазоне закритических углов атаки. Поскольку на исследуемых режимах полета применяются двигатели с отклоняемым вектором тяги, рассмотрена математическая модель сил и моментов, возникающих при отклонении вектора тяги. Работоспособность предложенных моделей и методов подтверждена на примерах обработки данных летных испытаний современных маневренных самолетов.

Ключевые слова: летные испытания, идентификация аэродинамических коэффициентов, проверка согласованности бортовых измерений, отклоняемый вектор тяги, закритические углы атаки, сверхманевренность

Введение

Режимы сверхманевренности, при выполнении которых самолет находится на закритических углах атаки, были реализованы для ряда летательных аппаратов (ЛА) в последние десятилетия XX века.

Однако задача моделирования динамики на этих сложных режимах сохраняет актуальность и в настоящее время. При этом одним из основных путей уточнения математической модели движения самолета является идентификация аэродинамических коэффициентов по данным летных испытаний, что требует разработки соответствующего алгоритмического и методического обеспечения. Необходи-

* Работа поддержана РФФИ, проект 17-08-00856-а.