

Алгоритм повышения достоверности телеметрируемых параметров на основе характерной функции

Algorithm for Improving the Reliability of Telemetered Parameters Based on a Characteristic Function

Шмелев / Schmelev V.

Валентин Валерьевич
(valja1978@yandex.ru)

доктор технических наук, доцент.
ФГБОУ ВО «Военно-космическая академия
имени А. Ф. Можайского» МО РФ,
заместитель начальника кафедры технологий
и средств автоматизации обработки и анализа
информации космических средств.
г. Санкт-Петербург

Полозов / Polozov G.

Григорий Петрович
(griba220@mail.ru)
космодром Плесецк,
научный сотрудник.
г. Мирный

Ключевые слова: обработка телеметрической информации – processing of telemetric information; телеметрируемые параметры систем управления летательных аппаратов – telemetric parameters of aircraft control systems.

Рассматривается задача повышения достоверности искаженных помехами телеметрируемых параметров космических аппаратов, ракет-носителей и других объектов ракетно-космической техники. Для решения задачи предлагается использовать специальную характерную функцию, в которой в качестве аргументов будут участвовать обрабатываемые параметры. Тем самым вместо обработки нескольких исходных данных достаточно провести анализ одной зависимости. Причем данный анализ облегчается при равенстве характерной функции константе. Приводятся примеры применения алгоритма.

The problem of increasing the reliability of the telemetered parameters of spacecraft, launch vehicles and other objects of rocket and space technology distorted by interference is considered. To solve the problem, it is proposed to use a special characteristic function, in which the processed parameters will participate as arguments. Thus, instead of processing several initial data, it is sufficient to analyze one dependence. Moreover, this analysis is facilitated when the characteristic function is equal to a constant. Examples of the application of the algorithm are given.

жаются помехами [1]. Причины появления искажений очень разнообразны, искажения имеют различную природу и характер. Помехи вызывают случайные флюктуации параметров сигнала (амплитуды и фазы). Под помехами в самом общем случае понимают любое искажение полезного сигнала, обусловленное несовершенством элементов телеметрической системы, условиями распространения радиоволн и воздействием окружающей среды.

На рис. 1 представлен фрагмент телеметрируемого параметра (ТМП), значения которого искажены помехами.

Актуальность повышения достоверности значений ТМП обосновывается целевым назначением проведения телеметрических измерений. Полученные значения параметров используются для расчета летно-технических характеристик объекта испытаний, определения степени выполнения технических требований к объекту. Недостоверные исходные данные при расчетах приводят к ошибочным выводам о достигнутых характеристиках испытываемых технических средств, о причинах нештатного функционирования эксплуатируемых средств.

Задача повышения достоверности данных телеметрических измерений решается путем отбраковки аномальных измерений. Процесс отбраковки аномальных измерений можно назвать фильтрацией ТМП. Можно предложить два алгоритма обработки ТМП с целью повышения его достоверности: визуальный (ручной) и программный (автоматический).

Практической реализацией первого алгоритма может быть визуальный анализ ТМП. Например, недостоверные измерения ТМП на рис. 1 при детальном визуальном анализе достаточно хорошо отделяются от измерений, не подвергнутых искажению. После определения недостоверных измерений эксперту необходимо

Введение

Важнейший показатель радиотелеметрической системы – это достоверность передаваемых данных. Вследствие помех на практике всегда имеют место искажения передаваемых данных. На всем пути формирования и преобразования, от чувствительного элемента до входа в систему обработки, сигнал иска-

удалить данные измерения из ТМП или присвоить данным измерениям новые значения, полученные путем интерполяции достоверных значений. Положительной чертой данного подхода следует назвать высокую достоверность получаемого результата, т.е. практически полное удаление (исправление) сбойных измерений. Критическим недостатком является крайне большая ресурсоемкость, которая заключается в значительных временных затратах на анализ ТМП.

По указанной причине на практике большое распространение получили алгоритмы автоматической отбраковки недостоверных измерений. Данные алгоритмы обладают меньшей достоверностью, но значительно большей оперативностью. Благодаря последнему свойству возможно применение алгоритмов, адаптированных к каждому виду ТМП, что позволяет повысить достоверность автоматически получаемого результата.

В настоящем материале рассматриваются несколько схожих алгоритмов автоматической обработки ТМП. В основе всех представленных алгоритмов лежит семантическая связь нескольких ТМП, с использованием которой имеется возможность выявлять факты искажений в каждом параметре. Изложение алгоритмов сопровождается типовыми примерами.

Постановка задачи

Исходными данными для получения оценок характеристик объекта наблюдения (ОН) является совокупность телеметрируемых параметров $x_i(t)$, составляющих вектор исходных данных

$$X_{(n)} = [x_1(t) \dots x_i(t) \dots x_n(t)]^T.$$

В качестве составляющих могут выступать проекции вектора ускорения, вектора скорости, вектора тяги на оси чувствительности. Кроме того, в вектор исходных данных могут входить параметры, характеризующие угловую ориентацию объекта: направляющие косинусы матриц перехода между различными системами координат, параметры Родрига-Гамильтона (кватернионы), синусо-косинусовые пары и другие параметры.

По каждому параметру $x_i(t)$ из состава вектора $X_{(n)}$ необходимо выполнить фильтрацию. Процесс фильтрации, в зависимости от выбранного алгоритма, количества составляющих $x_i(t)$ и их «зашумленности» может потребовать довольно больших временных затрат. Для упрощения процесса фильтрации вектора исходных данных $X_{(n)}$ следует проводить фильтрацию не каждой составляющей $x_i(t)$, а некоторой характерной функции $y(t)$, аргументами которой являются составляющие вектора исходных данных $X_{(n)}$.

Необходимо найти характерную функцию $y(t) = f(x_1(t), \dots, x_i(t), \dots, x_n(t))$ такую, что существует правило $A(y(t))$, позволяющее принять решение о достоверности значений $x_1, \dots, x_i, \dots, x_n$ на момент времени t .

К алгоритму отбраковки значений телеметрируемых параметров предъявляются следующие требования:

- эффективность, т.е. после фильтрации информация должна быть максимально достоверной;
- линейность операции отбраковки, т.е. отсутствие искажений достоверной информации в процессе отбраковки;
- минимальный объем памяти и количество операций для реализации алгоритма;
- возможность донастройки алгоритма для обработки различных видов параметров (медленноменяющихся, быстроменяющихся, сигнальных).

Далее рассматривается ряд характерных функций, анализ которых позволяет принять решение о достоверности входящих в них аргументов. Классификация характерных функций проведена по типу аргументов.

Обработка телеметрируемых параметров движения объекта наблюдения

При выборе вида характерной функции необходимо опираться на различные математические, физические свойства, особенности ориентации векторов параметров исходных данных, а также возможность приведения исходных параметров к виду других параметров, фильтрация которых уже выполнена. В общем случае, если ТМП представлены в единых физических величинах, то в качестве функции $y(t)$ можно применить функцию вида

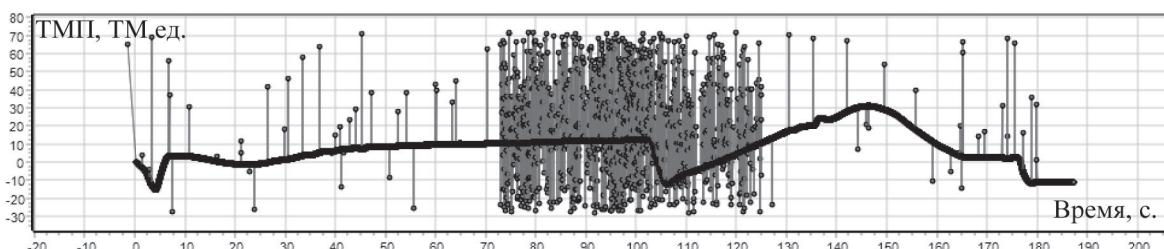


Рис. 1. График ТМП, значения которого искажены помехами

$$y(t) = \sum_{i=1}^n x_i^2(t).$$

На рис. 2 изображены три ТМП $x_1(t)$, $x_2(t)$ и $x_3(t)$, составляющих вектор исходных данных для функции $y(t) = \sqrt{x_1^2(t) + x_2^2(t) + x_3^2(t)}$. На данном рисунке и последующих в качестве ТМП приведены результаты моделирования движения ОН в безвоздушном пространстве с учетом только притяжения Земли. Влияние помех на результаты телеметризации моделировалось в виде аддитивной добавки, распределенной по нормальному закону с нулевым средним.

На графике функции $y(t)$ явно выделяются два сбойных измерения, имеющиеся во всех трёх параметрах $x_i(t)$ и три сбойных измерения, имеющиеся только в одном из приведённых параметров $x_i(t)$. В каждый момент времени t , в котором значение функции $y(t)$ отбраковывается, значения составляющих $x_i(t)$ также считаются недостоверными.

Если параметры исходных данных имеют различные единицы измерения, то в качестве аргументов характерной функции необходимо использовать параметры, приведенные к единым физическим величинам. При совместной фильтрации вектора исходных данных, состоящего из трех проекций $v_x(t)$, $v_y(t)$, $v_z(t)$ скорости и трех проекций $r_x(t)$, $r_y(t)$, $r_z(t)$ радиус-вектора на соответствующие оси измерительной системы координат ОН, аргументами характерной функции являются проекции ортов соответствующих векторов. Выполнив нормировку векторов скорости и радиус-вектора, получим параметры безразмерных проекций векторов единичной длины. В качестве характерной функции используется сумма всех проекций ортов векторов исходных данных

$$y(t) = \frac{r_x(t) + r_y(t) + r_z(t)}{\sqrt{r_x^2(t) + r_y^2(t) + r_z^2(t)}} + \frac{v_x(t) + v_y(t) + v_z(t)}{\sqrt{v_x^2(t) + v_y^2(t) + v_z^2(t)}}.$$

В общем случае при фильтрации вектора исходных данных, состоящего из n векторов, можно записать:

$$y(t) = \sum_{j=1}^n \frac{\sum_{i=1}^3 r_i^{(j)}(t)}{\sqrt{\sum_{i=1}^3 r_i^{(j)2}(t)}}. \quad (1)$$

Подход к обработке телеметрируемых параметров движения на основе выражения (1) заключается в обработке известными алгоритмами [2–8] характерной функции. Недостоверными принимаются измерения векторе исходных данных на те моменты времени, на которые были выявлены недостоверные значения в характерной функции.

Обработка телеметрируемых элементов матрицы перехода между системами координат

При обработке с целью повышения достоверности параметров Родрига-Гамильтона (нормированных кватернионов $\lambda_i(t)$, $i=1,3$) в качестве функции $y(t)$ используется норма

$$y(t) = \sum_{i=0}^3 \lambda_i^2(t) = 1.$$

Для параметров $p_1(t) = \sin \alpha(t)$ и $p_2(t) = \cos \alpha(t)$, составляющих синусо-косинусовую пару, необходимо использовать свойство суммы их квадратов:

$$y(t) = p_1^2(t) + p_2^2(t).$$

При обработке параметров, составляющих элементы матрицы перехода между ортогональными системами координат, используется свойство суммы квадратов элементов, составляющих одну строку, один столбец:

$$y(t) = \sum_{i=1}^3 m_{ij}^2(t) = 1, \quad i = \overline{1,3};$$

$$y(t) = \sum_{j=1}^3 m_{ij}^2(t) = 1, \quad j = \overline{1,3},$$

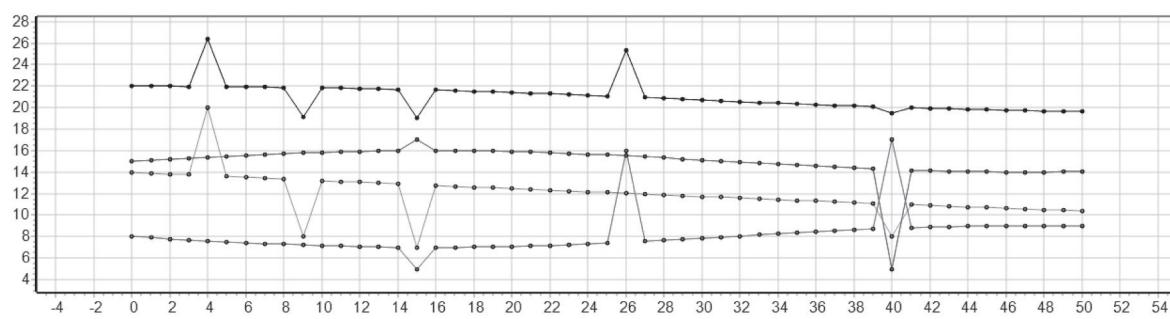


Рис. 2. Три ТМП $x_i(t)$, составляющих вектор исходных данных для $y(t)$

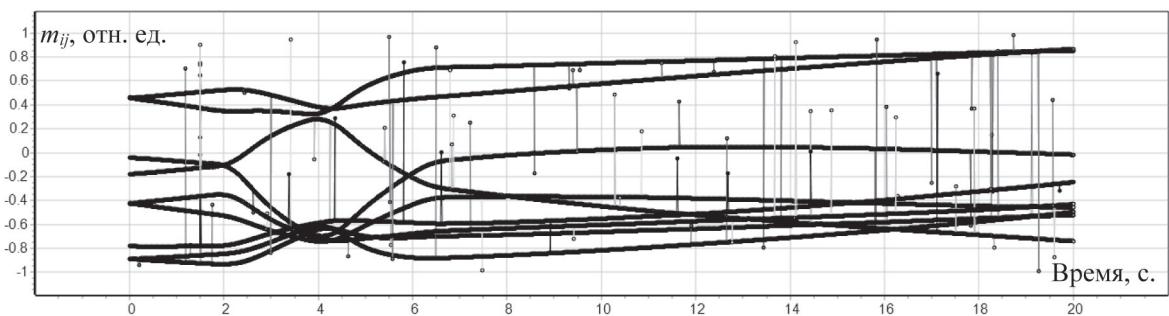


Рис. 3а. Результаты телеметрических измерений элементов матрицы направляющих косинусов перехода между двумя ортогональными системами координат

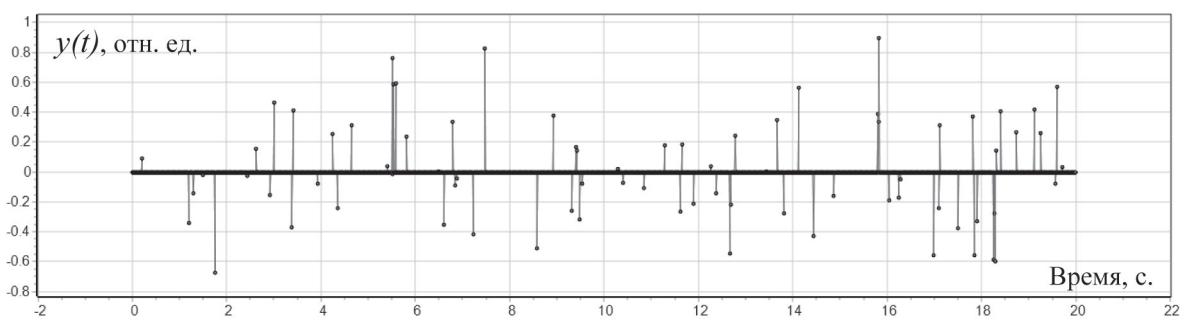


Рис. 3б. Характерная функция

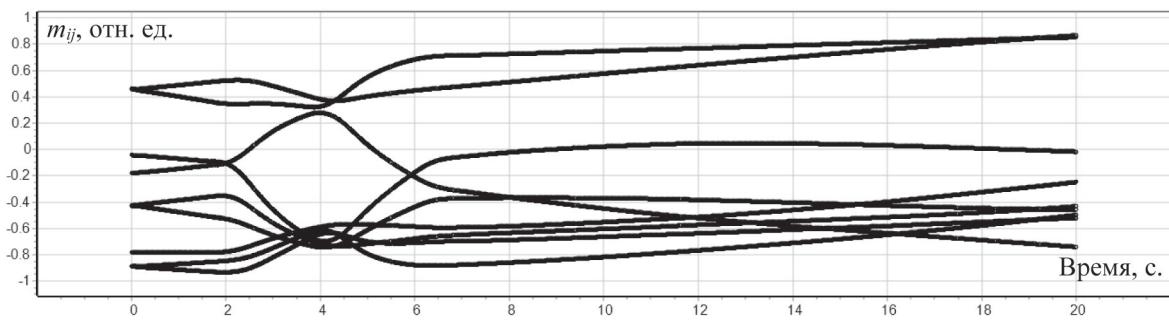


Рис. 3в. Результаты обработки телеметрических измерений элементов матрицы направляющих косинусов

или суммы квадратов всех её элементов:

$$y(t) = \sum_{i=1}^3 \sum_{j=1}^3 m_{ij}^2(t) = 3, \quad i = \overline{1,3}, \quad j = \overline{1,3}. \quad (2)$$

На рис. 3а приведены ТМП элементов матрицы направляющих косинусов перехода между двумя ортогональными системами координат. На рис. 3б – график функции $y(t) = \sum_{i=1}^3 \sum_{j=1}^3 m_{ij}^2(t) = 3$. Если значение функции $y(t)$ удовлетворяет условию $(3 - \Delta) < y(t) < (3 + \Delta)$, то значения всех элементов $m_{ij}(t)$ считаются достоверными. Отклонение Δ выбирается экспертом в зависимости от точности передаваемых в ТМИ значений. На рис. 3в изображены графики ТМП после удаления сбойных значений.

При высокой степени зашумленности исходных параметров должно быть выполнено восстановление достоверных значений с использование математических свойств матриц [9].

Обработка телеметрируемых параметров движения объекта наблюдения с использованием свойств гравитационного поля земли

При выборе вида характерной функции необходимо использовать априорную информацию об особенностях работы системы управления ОН, циклограмме полета, координатах центра масс, размещении силовых (двигательных) установок, сопловых блоков, органов управления, направлении создаваемых ими сил и моментов, расположении отделяемых элементов, ориентации и свойствах моделируемых на борту систем координат и т.д.

Пространственная ориентация исходных векторов используется при совместной фильтрации проекций $r_x(t)$, $r_y(t)$, $r_z(t)$ радиус-вектора $R(t)$ положения ОН и проекций $g_x(t)$, $g_y(t)$, $g_z(t)$ гравитационного ускорения

$G(t)$ в текущей точке траектории на оси прямоугольной инерциальной геоцентрической системы координат (ГСк).

Для каждой текущей точки траектории радиус-вектор $R(t)$ направлен из центра Земли (центра ГСк – точки $O_{\text{ГСк}}$) к центру масс ОН. Для эллиптической модели Земли вектор гравитационного ускорения (силы притяжения) $G(t)$ направлен по нормали к поверхности эллипсоида. Оба вектора принадлежат плоскости меридиана $X_{\text{ГСк}}O_{\text{ГСк}}Z_{\text{ГСк}}$, в которой находится объект (рис. 4). Векторным произведением двух векторов $R(t)$ и $G(t)$ является вектор $E(t)$, направление которого перпендикулярно исходным векторам. На рис. 4 вектор $E(t)$ – векторное произведение векторов $R(t)$ и $G(t)$.

Из определения векторного произведения следует, что вектор $E(t)$ перпендикулярен плоскости местного меридиана $X_{\text{ГСк}}O_{\text{ГСк}}Z_{\text{ГСк}}$ в текущей точке траектории. Для любой точки траектории перпендикулярность вектора $E(t)$ и оси $O_{\text{ГСк}}Z_{\text{ГСк}}$ будет являться критерием достоверности значений исходных параметров $r_x(t)$, $r_y(t)$, $r_z(t)$, $g_x(t)$, $g_y(t)$, $g_z(t)$.

Проекции вектора $E(t)$ на оси ГСк для текущей точки траектории рассчитываются по следующим выражениям (переменная времени опущена):

$$\begin{aligned} e_x &= r_y g_z - r_z g_y; \\ e_y &= r_z g_x - r_x g_z; \\ e_z &= r_x g_y - r_y g_x. \end{aligned}$$

Скалярное произведение вектора $E(t)$ и орта оси $O_{\text{ГСк}}Z_{\text{ГСк}}$ равно произведению модулей этих векторов и косинуса угла между ними. Поскольку для каждой точки траектории при достоверных значениях проекций векторов $R(t)$ и $G(t)$ вектор $E(t)$ перпендикулярен оси $O_{\text{ГСк}}Z_{\text{ГСк}}$, то $e_z = 0$ и, следовательно, $r_x g_y = r_y g_x$.

Таким образом, для расчета характерной функции получим:

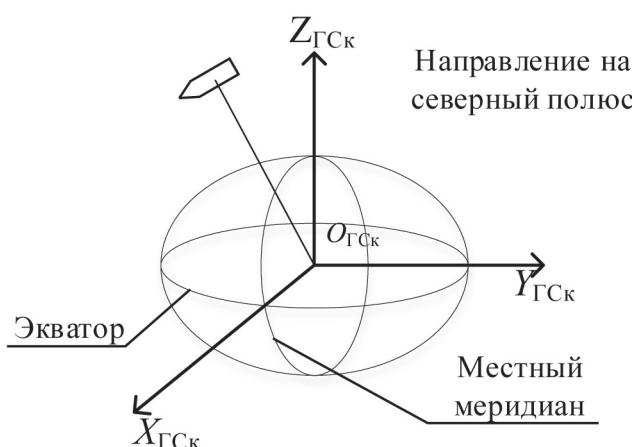


Рис. 4. Геометрическое отображение векторов

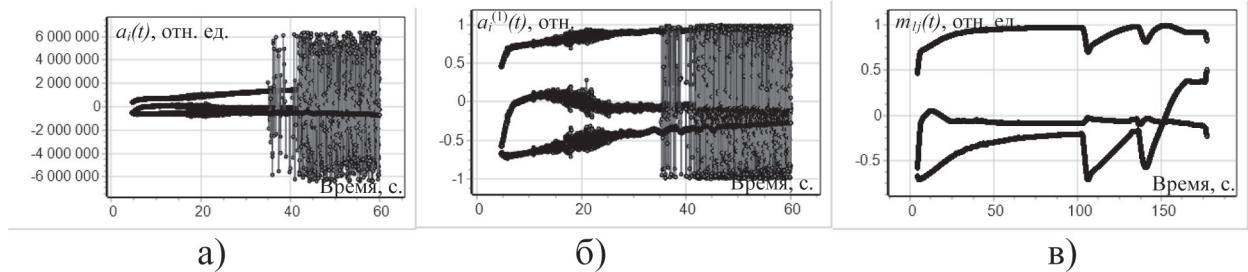


Рис. 5. Исходные ТМП для обработки с целью повышения достоверности

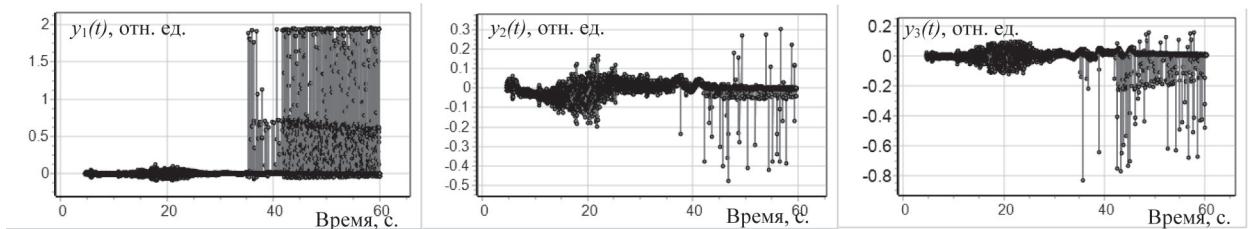


Рис. 6. Графики характерных функций $y_i(t), i = \overline{1, 3}$

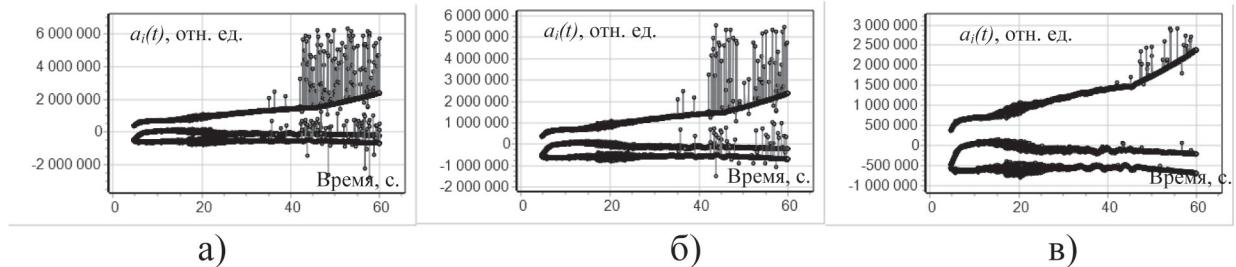


Рис. 7. Графики параметров $a_1(t), a_2(t), a_3(t)$ проекций кажущегося ускорения на оси ИГСк при последовательной фильтрации

$$y(t) = r_x(t)g_y(t) - r_y(t)g_x(t) = 0.$$

(3) кому к виду параметров, повышение достоверности которых уже выполнено.

На практике измерения производятся в некоторой измерительной инерциальной геоцентрической системе координат (ИГСк). При расчете требуемых для характерной функции элементов r_x, g_y, r_y и g_x используется соответствующая матрица пересчета. Вследствие этого в характерную функцию включаются шесть результатов телеметризаций проекций векторов $R(t)$ и $G(t)$.

Обработка телеметризуемых параметров кажущегося ускорения объекта наблюдения

С использованием свойств исходных параметров существует возможность привести их к виду, близ-

шему к виду параметров, повышение достоверности которых уже выполнено.

На участке работы двигателевых установок ОН направление вектора кажущегося ускорения совпадает с направлением продольной оси связанной системы координат (СвСК). Данное допущение справедливо в условиях незначительного отклонения вектора тяги двигательной установки от продольной оси, а также при незначительности аэродинамических сил в поперечной плоскости по сравнению с продольной составляющей результирующей силы, действующей на ОН.

При фильтрации параметров $a_1(t), a_2(t), a_3(t)$ проекций кажущегося ускорения на оси ИГСк используются параметры $m_{ij}(t), i=1,3, j=1,3$ элементов матрицы направляющих косинусов между СвСК и ИГСк, фильтрация которых предварительно выпол-

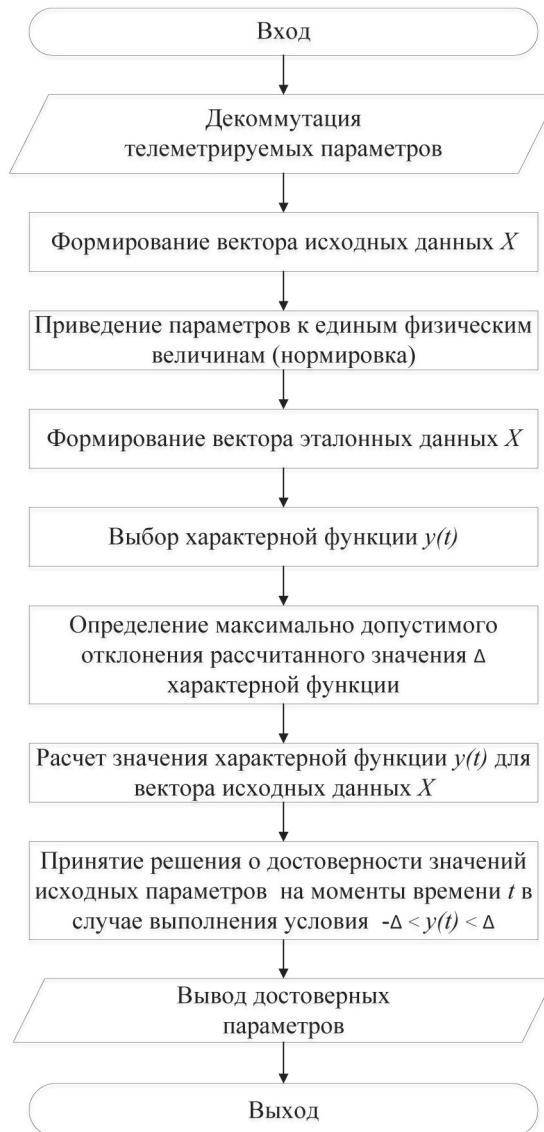


Рис. 8. Алгоритм повышения достоверности телеметризуемых параметров

нена. Направление продольной оси ОН относительно ИГСк определяется значениями $m_{1j}(t)$, $j=1,3$ первой строки матрицы направляющих косинусов, которые являются проекциями орта продольной оси СвСК на соответствующие оси ИГСк.

Нормировка вектора проекций каждого ускорения позволяет получить значения проекций вектора единичной длины:

$$a_i^{(1)}(t) = \frac{a_i(t)}{\sqrt{\sum_{i=1}^3 a_i(t)}} , i=\overline{1,3}.$$

В соответствии с принятыми допущениями кажущееся ускорение направлено вдоль продольной оси, тогда проекции орта ускорения будут близки значениям соответствующих элементов первой строки матрицы с точностью до некоторой величины Δ_i , $i=\overline{1,3}$. Величина Δ_i – суммарное значение инструментальной и методической погрешности, обусловленной особенностями измерения и передачи исходных параметров, а также принятыми допущениями.

Таким образом, в качестве характерной функции для каждого параметра $a_1(t)$, $a_2(t)$, $a_3(t)$ проекций каждого ускорения на оси ИГСк следует использовать выражения:

$$y_i(t) = a_i^{(1)}(t) - \frac{m_{1j}(t)}{\sqrt{\sum_{j=1}^3 m_{1j}^2(t)}} = \pm\Delta_i, i=\overline{1,3}, j=\overline{1,3}. \quad (4)$$

В формуле (4) i – счетчик характерных функций по количеству столбцов в матрице, j – счетчик элементов матрицы первой строки по количеству столбцов. На рис. 5а приведены подлежащие обработке с целью повышения достоверности параметры $a_1(t)$, $a_2(t)$, $a_3(t)$ проекций каждого ускорения на оси ИГСк, на рис. 5б приведены проекции орта каждого ускорения, на рис. 5в приведены параметры $m_{1j}(t)$, $j=1,3$ элементов матрицы направляющих косинусов между СвСК и ИГСк.

Параметры $m_{1j}(t)$, $j=\overline{1,3}$ элементов матрицы направляющих косинусов между СвСК и ИГСк будут использоваться в качестве эталонных, ранее прошедших обработку с целью повышения достоверности по формулам (3).

Графики характерных функций по формуле (4) для разных значений i приведены на рис. 6.

Удаление всех значений в параметрах $a_1(t)$, $a_2(t)$, $a_3(t)$ на моменты времени, соответствующие моментам времени превышения характерными функциями диапазона $\pm\Delta_i$, позволяет оставить наиболее достоверные значения данных параметров. Следует отметить, что сбойных значений становится значительно меньше, но достоверность таких параметров не позволяет все еще применять их для дальнейшего анализа. С

уменьшением величины Δ_i можно отфильтровать большее количество сбойных значений, но при этом могут быть потеряны достоверные значения на тех участках полета, когда направление каждого ускорения в результате управляющего воздействия органов управления будет отклонено от продольной оси. Для достижения лучшего результата фильтрации необходимо провести последовательно фильтрацию по проекциям на каждую из осей ИГСк: на рис. 7а – после фильтрации по оси 1, 7б – оси 2, 7в – оси 3.

Представленные на рис. 7в зависимости содержат наиболее достоверные значения.

Алгоритм обработки телеметрируемых параметров по характерной функции

Алгоритм обработки ТМП с целью повышения их достоверности с использованием вновь предлагаемых характерных функций приведен на рис. 8.

Практическая проверка предложенного алгоритма позволила сделать следующий вывод. При фильтрации параметров движения ОН по характерной функции, рассчитанной на основе выражения (1), на участках без выраженных маневров достоверность результатов обработки может достигать 70–75 %. Обработка телеметрируемых элементов матрицы перехода между системами координат, используемыми бортовой системой управления, с использованием выражения (2) позволяет практически полностью удалить искаженные помехами измерения, повысив достоверность результатов до 95–99 %. Применение свойств гравитационного поля Земли при обработке телеметрируемых параметров движения по выражению (3) позволяет выявить до 40–50 % искаженных помехами измерений, тем самым повысив достоверность до 60 %. Параметры каждого ускорения с использованием характерной функции (4) могут быть обработаны наиболее эффективно с повышением достоверности до 40 % на участках отсутствия угловых маневров в движении ОН.

Заключение

Фильтрация ТМП, составляющих вектор исходных данных, по характерной функции позволяет значительно сократить время, затрачиваемое на удаление сбойных значений, по сравнению с «ручной» обработкой результатов телеметрии. При этом, как показывает экспериментальная проверка, удается повысить достоверность значений ТМП на величину от 40 до 99%.

Вид характерной функции необходимо подбирать таким образом, чтобы сбойные значения элементов вектора исходных данных, являющихся аргументами данной функции, приводили к явно выраженному скачкообразному изменению значений функции, которое будет отбраковано при фильтрации. Процесс

фильтрации наиболее упрощен, когда характерная функция приведена к виду константы. В работе предложены четыре варианта характерной функции. Аргументами во всех вариантах являются ТМП, характеризующие движение ОН.

Отрицательной стороной фильтрации вектора исходных параметров по характерной функции является необходимость удаления измерений во всех аргументах, входящих в функцию, на момент времени, соответствующий недостоверному значению характерной функции. При этом может произойти удаление измерения, являющегося достоверным. Недостоверное значение характерной функции требует отнесения к недостоверным значениям всех аргументов на данный момент времени.

Новизной предложенного алгоритма является предложение подхода к решению задачи определения достоверности значений отдельного ТМП на основе учета семантических взаимосвязей данного параметра с остальными. В настоящее время в практике первичной обработки ТМИ применяются алгоритмы обработки значений ТМП без привлечения таких взаимосвязей: разностные, статистические алгоритмы [2–8].

Направлением применения предложенного алгоритма следует назвать специальное программное обеспечение автоматизированной обработки результатов телеизмерений летательных аппаратов.

Литература

1. Кириллов, С. Н. Исследование влияния помех на космические радиолинии, использующие различные методы помехоустойчивого кодирования и виды модуляции / С.Н. Кириллов, В.А. Ревуцкий, А.Ю. Яшин // Вестник Рязанского государственного радиотехнического университета. – 2014. – № 3 (49). – С. 29–33.
2. Самойлов, Е. Б. Методы и алгоритмы восстановления искаженных значений телеметрируемых параметров при обработке измерительной информации космических средств / Е.Б. Самойлов, Н.А. Саноцкая // Информация и Космос. – 2020. – № 1. – С. 180–186.
3. Розин, П. Е. Применение расширенного гибридного фильтра Калмана для идентификации параметров беспилотменной инерциальной системы в составе бортового программного обеспечения космического аппарата / П.Е. Розин // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. – 2020. – № 4 (50). – С. 31–39.
4. Кузнецов, В. И. Фильтрация измерительных данных при структурно-алгоритмических преобразованиях / В.И. Кузнецов, С.С. Кукушкин // Измерительная техника. – 2018. – № 3. – С. 15–19.
5. Алиева, Е. А. Алгоритм фильтрации телеметрических параметров для отображения ориентации космического аппарата / Е.А. Алиева, Н.В. Матвеев, А.С. Попов // Космонавтика и ракетостроение. – 2020. – № 3 (114). – С. 12–18.
6. Ларин, В. К. Построение прототипа эксперто-диагностической системы анализа траекторной измерительной

информации КА / В.К. Ларин // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. – 2017. – Т. 4, № 1. – С. 53–60.

7. Каргин, В. А. Обнаружение и отбраковка аномальных результатов измерений для формирования исходной измерительной информации по ракете-носителю типа «Союз» / В.А. Каргин, Д.А. Nikolaev, Е.Б. Самойлов // Информация и Космос. – 2008. – № 4. – С. 83–86.

8. Фомин, А. Ф. Отбраковка аномальных результатов измерений / А.Ф. Фомин, О.Н. Новосёлов, А.В. Плющев. – Москва : Энергоатомиздат, 1985. – 200 с.

9. Шмелёв, В. В. Алгоритм восстановления искаженных телеметрируемых элементов матрицы направляющих координат при испытаниях летательных аппаратов / В.В. Шмелёв, А.Ю. Nikolaev, Г.П. Полозов // Информация и Космос. – 2021. – № 3. – С. 38–46.