

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ ДЕЙСТВИЯ РАСХОДОМЕРНЫХ КОНТУРОВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

А.Я. Андриенко, Г.П. Лосев, Е.И. Тропова

Изложены рекомендации по совершенствованию алгоритмов действия расходомерных контуров системы управления расходом топлива ракеты-носителя «Союз-2», обеспечивающему подавление остаточных проявлений автоколебательности в работе этих контуров.

Ключевые слова: автоколебания, расходомерный контур, система управления расходом топлива, ракета-носитель.

ВВЕДЕНИЕ

Представленная статья лежит в русле цикла работ, начатых Н.М. Крыловым и Н.Н. Боголюбовым [1], продолженных Е.П. Поповым [2], затем М.В. Стариковой [3] и др. В ней демонстрируется одна из возможностей развития этих работ применительно к современному уровню технологии управления — конкретно, при использовании бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) в контуре управления ракеты-носителя (РН) «Союз-2».

На начальном этапе ввода в эксплуатацию РН «Союз-2» [4] — в частности, при исполнении [5] 8 ноября 2004 г. пуска № 1Л — проявились автоколебания в работе расходомерных контуров системы управления расходом топлива (СУРТ). И причиной тому стало, как ни странно, общее совершенствование системы управления (СУ) ракеты-носителя — с коренным обновлением элементной базы и введением в контур СУ бортовой цифровой вычислительной машины. Возникла необходимость в существенной доработке принципов и алгоритмов действия созданных более полувека назад расходомерных контуров СУ. В статье представлены результаты исследований, проведенных в обеспечение этой доработки.

1. КРАТКАЯ ИСТОРИЯ ВОПРОСА

1.1. Необходимость создания — в составе СУРТ ракеты-носителя — контура регулирования соотношения расходов компонентов топлива (РСК) возникла в начале 1950-х гг. при разработке двухступенчатой РН «Спутник»¹ поскольку требовалось:

— парировать влияние быстро (и сильно) изменяющихся внешних факторов (давлений на входе в двигатели РН и температур компонентов топлива) на соотношение расходов компонентов топлива при низком быстродействии уровнемерного контура системы управления расходом топлива;

— организовать высокоточную обработку управляющего сигнала уровнемерного контура при существенном разбросе параметров нелинейных регулирующих органов (дресселей) и их приводов.

В качестве датчиков РСК применялись (и доныне применяются) расходомеры компонентов топлива («вертушечного» типа), измеряемая («регулируемая») координата РСК формировалась на основе радиочастотной техники — в виде разности частот f_o и f_r выходных сигналов расходомеров окислителя и горючего, а алгоритм действия РСК

¹ Эта РН — исходно прототипная (по первым двум ступеням) к РН «Союз-2».



определялся в классе релейных (с зоной нечувствительности) алгоритмов — в силу существенных ограничений мощности используемых на борту РН приводов (структурная схема контура РСК представлена на рис. 1).

1.2. Уже на начальном этапе стендовой отработки системы управления расходом топлива в 1955 г. проявились сильные автоколебания в работе расходомерного контура системы (с амплитудой до (3 ... 5) % $K_{ном}$, $K_{ном}$ — номинальное соотношение расходов компонентов топлива, и частотой ~0,3 — 0,5 Гц), поставившие под сомнение возможность выполнения заданных в ТЗ требований по точности поддержания соотношения расходов и конечному временному рассогласованию объемов компонентов топлива.

В последовавшем затем (в 1956—1957 гг.) цикле исследований причин возникновения этих автоколебаний и способов их подавления в качестве источника автоколебаний рассматривалась совокупность следующих факторов (в ракетном блоке):

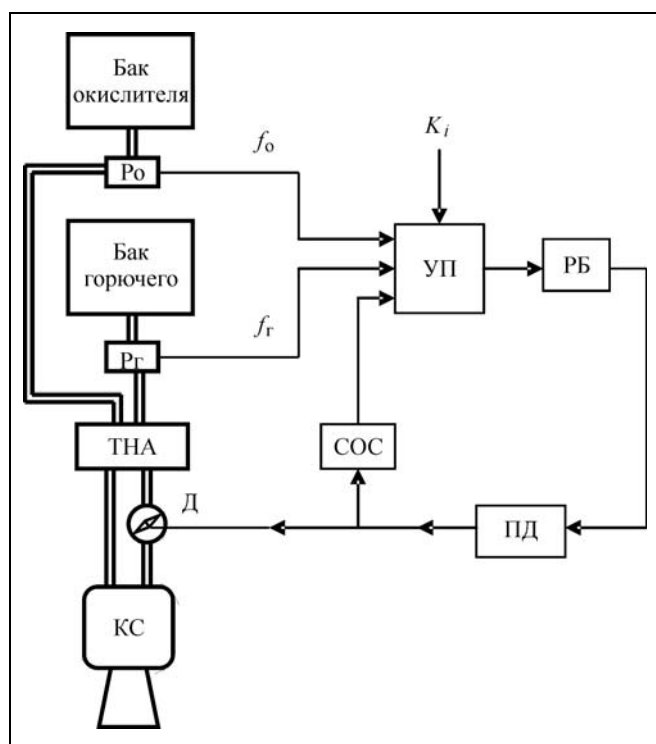


Рис. 1. Структурная схема контура регулирования соотношения расходов компонентов топлива:

P_0 — расходомер окислителя; $P_г$ — расходомер горючего; ТНА — турбонасосный агрегат; КС — камера сгорания; Д — регулируемый орган (дроссель); УП — усилитель-преобразователь; РБ — релейный блок; ПД — привод дросселя; СОС — скоростная обратная связь; f_0 и $f_г$ — выходные сигналы расходомеров окислителя горючего; K_i — уставочное значение (формируемое равномерным контуром СУРТ) соотношения расходов компонентов топлива

- инерционность отдельных звеньев ЖРД и питающих трубопроводов;
- инерционность расходомеров;
- инерционность и гистерезис привода дросселя;
- нелинейность гидравлической характеристики дросселя;
- люфт в сочленении привода с дросселем.

Выработанные в результате этих исследований рекомендации сводились к двум: повышению зоны нечувствительности (з. н.) РСК и введению так называемой «скоростной» обратной связи (СОС) с привода дросселя, реализуемой в виде релейной обратной связи (о. с.) с управляющего механизма привода.

Параметры з. н. и о. с. выбирались из условия, чтобы при работе на наиболее крутом участке характеристики дросселя автоколебания полностью подавлялись; при этом, однако, на более пологих участках характеристики дросселя возникает скользкий режим переменной частоты и скважности, тем более затянутый по времени отработки, чем на более пологом участке характеристики дросселя происходит регулирование.

Именно в такой реализации контур РСК эксплуатируется в составе РН «Спутник», «Восток», «Молния», «Союз» и «Союз-ФГ».

1.3. При разработке (на рубеже столетий) РН «Союз-2», предусматривающей перевод СУРТ на вычислительную базу БЦВМ (с большой длительностью T_0 цикла вычислений), произошла смена регулируемой координаты расходомерного контура СУРТ: в качестве таковой принято соотношение (с коэффициентами) чисел n_0 и $n_г$ импульсов², поступивших с расходомеров окислителя и горючего на скользком интервале времени наблюдения; длительность $T_{наб}$ этого интервала была определена из условия удовлетворительного снижения влияния дискретности чисел n_0 и $n_г$ на процесс регулирования соотношения расходов компонентов топлива.

Применительно к условиям проведения пуска № 1Л параметры алгоритма РСК были приняты таким образом, чтобы по возможности воспроизводилось действие прототипного расходомерного контура СУРТ.

Однако при проведении первого летного испытания РН «Союз-2» (в пуске № 1Л) в работе РСК проявились автоколебания — практически на том же уровне, что и полвека назад (см. п. 1.2): сказалось действие (помимо факторов, упомянутых в

² Эти числа характеризуют объемы компонентов топлива, прошедших через двигатель за время $T_{наб}$.

п. 1.2) резкого возрастания запаздывания в измерениях регулируемой координаты РСК на скользящем интервале ($T_{\text{наб}} = 10T_0 = 0,6$ с) наблюдения. Поскольку сокращение длительности $T_{\text{наб}}$ приводит к заметному возрастанию влияния дискретности измерения n_o и n_r на точность РСК, значение $T_{\text{наб}}$ приходится сохранять в неизменности и изыскивать другие возможности подавления автоколебаний.

2. МОДЕРНИЗИРОВАННЫЙ АЛГОРИТМ ДЕЙСТВИЯ РАСХОДОМЕРНЫХ КОНТУРОВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАСХОДОВАНИЕМ ТОПЛИВА

Вполне эффективные возможности подавления автоколебаний в контуре РСК доставляют:

— поднастройка (в процессе управления расходом топлива) параметров РСК (главным образом, посредством управления зоной нечувствительности) из условия «срыва» возникающих автоколебаний;

— компенсация запаздываний в измерениях регулируемой координаты РСК посредством введения элементов прогнозирования будущего значения этой координаты (как это, по сути, делается в двучленном алгоритме действия СУРТ — см. работу [6], с. 68).

Далее излагается одна из «продвинутых» версий алгоритма действия РСК, в которой реализуются обе эти возможности и которая может рассматриваться как базовая для совершенствования расходомерных контуров бортовой системы управления расходом топлива.

В каждом j -м такте работы БЦВМ на участке полета I и II ступеней РН «Союз-2» последовательно вычисляются следующие координаты состояния алгоритма РСК ракетного бокового или центрального блоков.

1. Число импульсов, поступивших с расходомеров окислителя и горючего на скользящем интервале $[j - J, j]$ времени наблюдения, где $J = T_{\text{наб}}/T_0$ — проектная ширина этого интервала,

$$n_o(j) = n_r(j) = 0 \text{ при } j = 1, 2, \dots, J,$$

$$n_o(j) = \sum_{S=j-J}^j \Delta n_o(S), \quad n_r(j) = \sum_{S=j-J}^j \Delta n_r(S) \\ \text{при } j = J + 1, J + 2, \dots,$$

где $\Delta n_o(s)$, $\Delta n_r(s)$ — число импульсов, поступивших на s -м такте (длительностью $T_0 = 0,06$ с) работы БЦВМ; $j = 0$ — момент времени включения контура РСК в работу.

2. Измеренное среднеинтегральное на интервале $[j - J, j]$ значение соотношения объемных расходов компонентов топлива

$$K_V(j) = C \frac{n_o(j)}{n_r(j)},$$

где $C = C_o/C_r$; C_o и C_r , $\frac{\text{л/с}}{\text{ГЦ}}$ — тарифовочные значения цены импульсов расходомеров окислителя и горючего.

3. Текущее значение регулируемой координаты РСК — измеренное в j -й момент времени относительное отклонение среднеинтегрального соотношения $K_V(j)$ от его задаваемого равномерным контуром СУРТ значения K_{i-1} на интервале времени $(t_{i-1}, t_i]$:

$$\delta K_V(j) = \frac{K_V(j) - K_{i-1}}{K_{\text{ном}}} \text{ при } t_j = jT_0 \in (t_{i-1}, t_i],$$

где t_i — момент формирования равномерным контуром СУРТ уставки K_i на поддержание соотношения объемных расходов компонентов топлива (время t_i отсчитывается здесь от момента включения контура РСК в работу); $K_{\text{ном}}$ — номинальное значение соотношения объемных расходов компонентов топлива через двигатель ракетного блока.

4. Прогнозируемое значение регулируемой координаты

$$\delta K(j) = [B\delta K_V(j) - \delta K_V(j - J)]/(B - 1), \\ j = 2J + 1, 2J + 2, \dots,$$

где B — параметр алгоритма прогнозирования (аналог коэффициента «прицеливания» двучленного алгоритма [6]).

5. Текущие значения подстраиваемых параметров алгоритма РСК:

а) зоны нечувствительности

$$\delta K_{3.н}(j) = \begin{cases} \delta K_{3.н}(j-1) - \alpha \Delta \delta K(j) = \delta K_{3.н}^*(j), \\ \text{если } \delta K_{3.н}^*(j) \geq \delta K^*, \\ \delta K^* \text{ иначе,} \end{cases}$$

где $\Delta \delta K(j) = \begin{cases} |\delta K_V(j)|, \text{ если } |\delta K_V(j)| \leq \Delta \delta K^*, \\ \Delta \delta K^* \text{ иначе;} \end{cases}$

$\delta K_{3.н}(0) = \delta K_{3.н}$ — проектно-исходное значение зоны нечувствительности; α — коэффициент подстройки; $\delta K^* > 0$, $\Delta \delta K^* > 0$ — ограничительные параметры на выходе и входе блока формирования зоны нечувствительности РСК;



б) порогового значения регулируемой координаты, при превышении которого обеспечивается непрерывное вращение привода дросселя

$$\delta K_H(j) = \delta K_{3.H}(j) + \delta K_H,$$

где δK_H — ширина зоны импульсного режима работы РСК.

Замечание 1. Рациональные значения параметров алгоритма ($\delta K_{3.H}$, α , δK^* , $\Delta \delta K^*$, δK_H) определяются по результатам статистического моделирования работы контура РСК в составе СУРТ из условия обеспечения заданных требований по терминальной точности управления расходом топлива при минимизации статистически предельного отклонения (от номинала) соотношения расхода компонентов топлива. ♦

6. Управляющая команда (на включение или выключение привода дросселя), исполняемая на интервале времени $t \in (t_j, t_j + T_0)$:

$$u_j = \begin{cases} 0, & \text{если } |\delta K(j)| \leq \delta K_{3.H}(j), \\ -\text{sign} \delta K(j), & \text{если } |\delta K(j)| > \delta K_H(j), \\ -(1 - |u_{j-1}|) \text{sign} \delta K(j) & \text{иначе,} \end{cases}$$

где $u_j = 0$ — команда на останов привода дросселя, $u_j = 1$ — команда на вращение привода дросселя в сторону увеличения соотношения расходов компонентов топлива, $u_j = -1$ — команда на вращение привода дросселя в сторону уменьшения этого соотношения;

Замечание 2. При выполнении последнего из представленных в п. 6 условий реализуется импульсный режим работы РСК со скважностью 0,5 и частотой $1/2T_0$. ♦

7. Скорректированные значения подстраиваемых параметров алгоритма РСК

$$\begin{aligned} \delta K_{3.H}(j) &:= \\ &:= \begin{cases} \delta K_{3.H}, & \text{если } \chi_j = 0 \text{ или } \delta K_V(j-1)\delta K_V(j) < 0, \\ \delta K_{3.H}(j) & \text{иначе,} \end{cases} \\ \delta K_H(j) &= \delta K_{3.H}(j) + \delta K_H, \end{aligned}$$

где χ_j — команда, дополнительно формируемая равномерным контуром СУРТ ($\chi_j = 0$ в дискретных моментах времени прохождения задних фронтов временных рассогласований объемов компонентов топлива ракетного блока; $\chi_j = 1$ в остальных моментах времени).

3. ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ АЛГОРИТМА РЕГУЛИРОВАНИЯ СООТНОШЕНИЯ РАСХОДОВ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА

На основе представленного в § 2 описания модернизированного (базового) алгоритма действия РСК были составлены три версии рабочего алгоритма.

Версия 1 — почти такое же, как в пуске № 1Л, регулирование (по п. 1–3 алгоритма) соотношения расходов компонентов топлива, но с введением элементов поднастройки (п. 5, 6) параметров алгоритма действия РСК; однако прогнозирование регулируемой координаты не производится (в п. 4 полагается $\delta K(j) = \delta K_V(j)$).

Версия 2 — усовершенствование версии 1 посредством дополнительной корректировки подстраиваемых параметров алгоритма РСК — с использованием операции п. 7.

Версия 3 — дальнейшее совершенствование алгоритма РСК в части замены текущего значения $\delta K_V(j)$ регулируемой координаты на её прогнозируемое значение $\delta K(j)$ — см. п. 4.

Точностные характеристики СУРТ, ожидаемые при реализации в составе СУРТ контуров РСК в версиях 1–3, оценивались посредством статистического моделирования (с шагом $\Delta T = T_0 = 0,06$ с) работы СУРТ: при этом действие контура РСК внутри интервала $(t_j, t_j + T_0)$ учитывалось на основе аналитического решения задач динамики расходомеров привода дросселя и ЖРД — решения, полученного с учетом неизменности управляющей команды РСК на этом интервале.

Замечание 3. Динамическая модель контура РСК представлялась эквивалентным апериодическим звеном с запаздыванием, гистерезисом и переменным коэффициентом усиления (определяемым крутизной гидравлической характеристики дросселя в текущем его угловом положении). Помимо высокочастотных (типа белого шума) составляющих расходомерного измерения, непосредственно определяемых дискретностью $\Delta n_0(s)$, $\Delta n_1(s)$, учитывалась низкочастотная (с периодом ~2 с) составляющая этих измерений, проявившаяся при лётных испытаниях и порождённая, по-ви-

Статистически предельное значение конечного временного рассогласования объемов окислителя и горючего РН «Союз-2»

Версия РСК	На ББ, с	На ЦБ, с
1	0,29	0,32
2	0,28	0,28
3	0,24	0,23

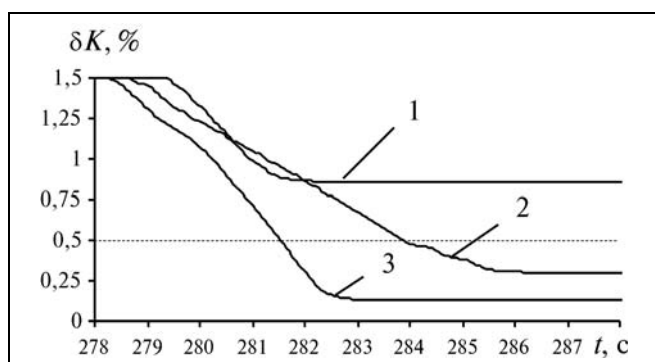


Рис. 2. Обработка управляющего сигнала уравнивающего контура СУРТ центрального блока в конце полёта II ступени РН при минимальной скорости отработки этого сигнала с использованием контура РСК в версиях 1–3

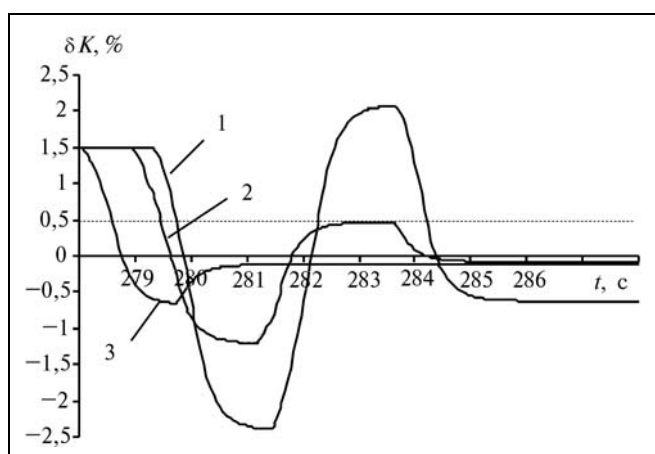


Рис. 3. Обработка управляющего сигнала уравнивающего контура СУРТ центрального блока в конце полёта II ступени РН при максимальной скорости отработки этого сигнала с использованием контура РСК в версиях 1–3

димому, транспонированием (на скользящем интервале осреднения измерений) высокочастотных помех в низкочастотную область. ♦

В результате этого моделирования выявилось ухудшение точностных характеристик внутриблочного регулирования опорожнения баков РН «Союз-2», ожидаемых при реализации версии 1 алгоритма РСК, по сравнению с их проектными значениями — прежде всего, в части терминального управления опорожнением баков окислителя и горючего (см. таблицу, строка 1).

Ухудшение точностных характеристик СУРТ более заметно в центральном блоке (ЦБ); не вдаваясь в подробные разъяснения соответствующих причин, отметим лишь, что они обусловлены спецификой размещения дросселя системы опорожнения баков: на ЦБ — в магистрали окислителя, на боковом блоке (ББ) — магистрали горючего.

В целом же это ухудшение практически однозначно связывается с работой РСК:

а) при пониженной (в рамках допустимых по ТЗ условий) скорости изменения регулирующего воздействия (низкая скорость вращения выходного вала привода дросселя, зимние условия эксплуатации СУРТ на ЦБ либо летние на ББ);

б) при повышенной скорости этого изменения (высокая скорость привода дросселя, летние условия эксплуатации СУРТ на ЦБ либо зимние — на ББ).

Последние положения п. а) и б) исчерпывающим образом иллюстрируются графиками 1 на рис. 2 и 3, где представлены результаты моделирования типовых режимов работы контура РСК центрального блока при отработке управляющего сигнала уравнивающего контура СУРТ в конце полёта II ступени.

Основное влияние на точностные характеристики СУРТ оказывают два параметра процессов регулирования в контуре РСК: статическая ошибка отработки управляющего сигнала уравнивающего контура СУРТ и динамическая ошибка (перерегулирование или даже автоколебания). Статическая ошибка приводит к ухудшению терминальной точности СУРТ (по конечному рассогласованию объемов компонентов топлива), динамическая — к

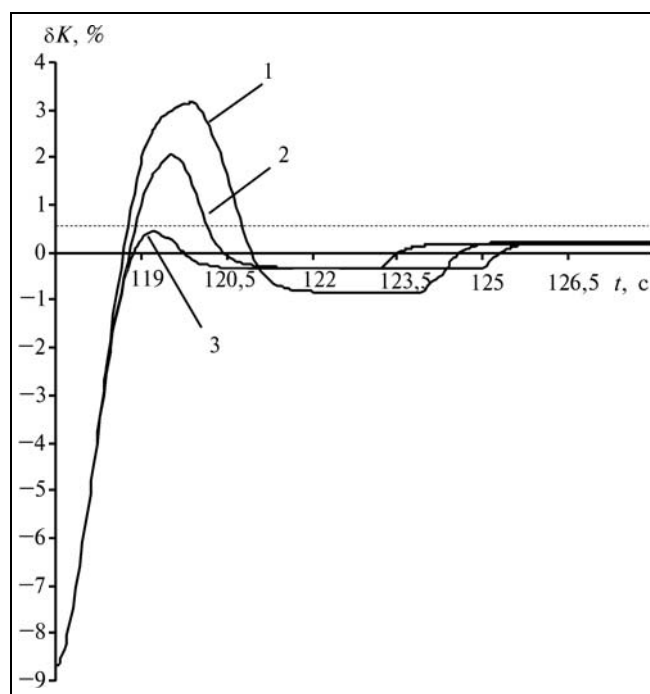


Рис. 4. Парирование возмущений, действующих на СУРТ центрального блока при разделении I и II ступеней при максимальной скорости парирования этих возмущений с использованием контура РСК в версиях 1–3

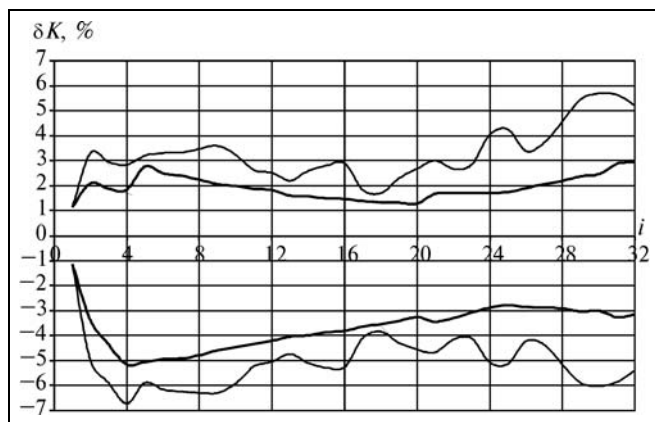


Рис. 5. Статистически предельные значения относительного отклонения (от номинала) соотношения расходов компонентов топлива в боковых блоках РН «Союз-2» (версия 1 контура РСК — тонкая линия, версия 3 — жирная линия)

увеличению отклонений (от номинала) соотношения расходов компонентов топлива. При парировании возмущений, действующих на СУРТ центрального блока в процессе разделения I и II ступеней (график 1 на рис. 4), реализуется максимальное значение динамической ошибки — в виде +3 %-го (по соотношению расходов) перерегулирования. Поэтому статистически предельное значение положительных отклонений соотношения объемных расходов компонентов топлива при разделении ступеней превышает (на ~0,5 %) допустимое значение.

Результаты моделирования работы контура РСК версии 2 представлены в виде графиков 2 на рис. 2—4. Демонстрируемое этими графиками в сопоставлении с графиками 1 заметное улучшение качества регулирования соотношения расходов компонентов топлива явилось залогом выполнения требований ТЗ, предъявляемых к точностным характеристикам СУРТ (см. вторую строку таблицы).

Поэтому данная версия исходного алгоритма РСК была рекомендована к реализации в СУРТ ракеты-носителя «Союз-2» в обеспечение проведения ближайших лётных испытаний.

Результаты моделирования работы контура РСК версии 3 представлены в виде графиков 3 на рис. 2—4. Качество регулирования, демонстрируемое этими графиками, приближается к предельно достижимому (см. последнюю строку таблицы).

Наиболее полные сведения об отклонениях (от номинала) соотношения K_V расходов компонентов топлива при работе контуров РСК в составе СУРТ доставляют данные, приведенные на рис. 5. На этом рисунке представлены графики изменения

(во времени t_i срабатывания i -х чувствительных элементов СУРТ, $i = 1, 2, \dots, 32$) статистически предельных значений отклонений от номинала соотношения K_V . Из графиков видно, что совершенствование РСК (при переходе от версии 1 к версии 3) приводит к полуторакратному сокращению диапазона отклонений соотношения расходов в процессе работы СУРТ ракеты-носителя «Союз-2».

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам исследований, представленных в статье, было принято решение в первоочередном порядке реализовать — к пускам № 2Л—5Л — версию 2 алгоритма действия контура регулирования соотношения расходов компонентов топлива. К настоящему времени эти пуски были успешно выполнены без замечаний к работе расходомерного контура системы управления расходом топлива.

ЛИТЕРАТУРА

1. Крылов Н.М., Боголюбов Н.Н. Введение в нелинейную механику. — Киев: Изд-во АН УССР, 1937.
2. Попов Е.Б. Учет влияния нелинейностей при расчете следящих систем // Автоматика и телемеханика. — 1953. — № 6. — С. 56—60.
3. Старикова М.В. Автоколебания и скользящий режим в системах автоматического регулирования. — М.: Машгиз, 1962. — 195с.
4. Козлов Д.И. Основные направления модернизации космических средств выведения среднего класса типа ракеты-носителя «Союз» // Космонавтика и ракетостроение. — 1999. — № 15. — С. 42—48.
5. Павельцев П. «Космос-2441», российский «Кейхоул»? // Новости космонавтики. — 2008. — Т. 18, № 9 (308). — С. 34—36.
6. Бортовые терминальные системы управления (принципы построения и элементы теории) / Б.Н. Петров, Ю.П. Портнов-Соколов, А.Я. Андриенко, В.П. Иванов. — М.: Машиностроение, 1983. — 200 с.

Статья представлена к публикации членом редколлегии Б.В. Павловым.

Андриенко Анатолий Яковлевич — д-р техн. наук, зав. лабораторией, Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, г. Москва, ☎(495) 334-88-71, ✉vladguc@ipu.ru,

Лосев Герман Петрович — канд. техн. наук, вед. науч. сотрудник, ФГУП «Научно-производственное объединение автоматики им. акад. Н.А. Семихатова», г. Екатеринбург, ☎(343) 350-90-48, ✉losev@npoa.ru,

Тропова Елена Ивановна — науч. сотрудник, Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, г. Москва, ☎(495) 334-88-71, ✉vladguc@ipu.rssi.ru.