

АНАЛИЗ РАБОТЫ БОРТОВЫХ ТЕРМИНАЛЬНЫХ СИСТЕМ МОНОБЛОЧНЫХ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПРИ НЕШТАТНОМ РАСХОДОВАНИИ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА

А.А. Муранов

Сформулирована и решена задача анализа работы систем управления расходом топлива моноблочных жидкостных ракет-носителей при нештатном расходе компонентов топлива. Для этого выполнена декомпозиция исходной терминальной системы управления на две подсистемы, сформированы модели объектов двух подсистем и выбран метод комплексного оценивания динамических процессов в системах. Приведены оценки точности работы систем при нештатном расходе компонентов топлива.

Ключевые слова: ракета-носитель, система управления расходом топлива, нештатная ситуация.

ВВЕДЕНИЕ

В работе рассматривается класс бортовых терминальных систем — системы управления расходом топлива (СУРТ) моноблочных жидкостных ракет-носителей (РН) легкого класса или моноблочных ступеней РН среднего и тяжелого классов. Для определенности далее будут рассматриваться ракетные блоки моноблочных РН в составе одного жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), баков окислителя и горючего с трубопроводами, системы наддува баков, систем управления и др.

Система управления расходом топлива ракетного блока (ступени) РН объединяет в себе, как правило, две подсистемы:

- систему регулирования опорожнения баков (СОБ), синхронизирующую расходование компонентов топлива из баков;
- систему прогнозирования момента времени (СПВ) окончания топлива (или его компонентов) в баках.

Для дальнейшего изложения материала введем определение категории «нештатная ситуация» применительно к СУРТ. Под нештатной ситуацией (НШС) в СУРТ понимается состояние системы, обусловленное:

- действием возмущающих факторов, превышающих проектные диапазоны значений;
- отказами и сбоями в работе отдельных звеньев СУРТ;
- действием дополнительных, априори неизвестных возмущений, вызванных отказами в работе других систем и объектов РН.

Воздействие НШС на СУРТ приводит к невыполнению требований технического задания (ТЗ) по точности, надежности и безопасности функционирования и необходимости обеспечения безаварийного выключения ЖРД.

В работе исследуется влияние конкретного типа НШС (нештатного расходования компонентов топлива) на динамические и точностные показатели работы СУРТ. Возникновение указанного типа НШС может быть вызвано, например, утечкой компонента из топливной магистрали вследствие технологических дефектов в элементах конструкций ракетного блока (см. далее в § 1 описание подобной НШС в конкретном пуске РН). Данный тип НШС может проявиться как при отработке бортовых систем разрабатываемых жидкостных РН на этапе лётно-конструкторских испытаний, так и при постоянной эксплуатации РН.

Естественно, нештатный (повышенный) расход компонента топлива является нерасчетным возму-

щающим фактором, не входящим в перечень исходных данных на разработку СУРТ. В результате действия этого возмущения преждевременно расходуется опережающий компонент топлива, что приводит к работе маршевого двигателя на одном, оставшемся компоненте и, как следствие, к возможному пожару и взрыву двигателя.

Настоящая статья дополняет методическое обеспечение [1–4] в части послеполюетного анализа работы СУРТ моноблочных РН применительно к нештатному расходованию компонентов топлива. Результаты анализа работы СУРТ в конкретных пусках РН являются необходимой информацией для проведения корректировки бортовых алгоритмов в целях повышения надежности и безопасности управления.

Далее оценивается влияние нештатного расходования компонентов топлива на динамические и точностные показатели каждой подсистемы СУРТ. Для этого необходимо сформировать модели объектов обеих подсистем и выбрать метод оценивания динамических процессов в системах.

1. СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ ОПОРОЖНЕНИЯ БАКОВ

В работе [5] изложены принципы и физические основы построения СОБ ракетного блока. В работе [4] разработан и успешно апробирован метод послеполюетного анализа работы подсистем СУРТ в штатном режиме при проведении летно-конструкторских испытаний. Целесообразно сравнивать информацию о моделях объектов управления, оценках точностных показателей подсистем в нештатной ситуации и при нормальном функционировании.

При возникновении нештатной ситуации управляемый процесс расходования компонентов топлива из баков двухкомпонентного ракетного блока описывается линеаризованными уравнениями:

$$\begin{aligned} \Delta t_i &= \Delta t_0 - \sum_{r=0}^{i-1} (\delta K_{\Sigma}(0) + \delta K_{V_{пр,r}}) \Delta T_r - \\ &- \sum_{r=0}^{i-1} \sum_{s=0}^r (\Delta \delta K_s + \xi_s) \Delta T_r, \quad i = 1, 2, \dots, I + 1, \\ \Delta t_{изм.i} &= t_{изм.о.i} - t_{изм.г.i} = \Delta t_i + \Delta t_{fi}, \\ & \quad i = 1, 2, \dots, I, \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \delta K_{mi}^{бак} &= \delta K_{\Sigma}(0) + \delta K_{m_{пр.i}} + \sum_{s=0}^i (\Delta \delta K_s + \xi_s), \\ & \quad i = 0, 1, \dots, I, \end{aligned}$$

где $\Delta t_i(\Delta t_{изм.i})$ — истинное (вычисленное с ошибками равномерных измерений) временное рассогласование объемов компонентов топлива на i -й паре чувствительных элементов (ЧЭ) уровнемеров; $\Delta t_0(\Delta t_{I+1})$ — начальное (конечное) временное рассогласование объемов компонентов топлива в баках блока; $t_{изм.о.i}(t_{изм.г.i})$ — момент времени срабатывания i -го ЧЭ уровнемера окислителя (горючего); ΔT_i — номинальный интервал временной расстановки ЧЭ уровнемеров окислителя и горючего; $\delta K_{mi}^{бак}$ — относительное отклонение (на интервале времени ΔT_i) от номинала коэффициента соотношения массовых расходов компонентов топлива из баков; $\Delta \delta K_i$ — управляющий сигнал на изменение коэффициента соотношения объемных расходов компонентов топлива, вычисленный после срабатывания i -й пары ЧЭ уровнемеров; $\delta K_{\Sigma}(0)$ — начальное относительное отклонение от номинала коэффициента соотношения расходов компонентов топлива, вызванное ошибкой $\delta K_{наст}$ настройки маршевого двигателя и возмущением $\delta K_{ншс}$ из-за влияния НШС; $\delta K_{V_{пр.i}}(\delta K_{m_{пр.i}})$ — относительное отклонение (на интервале времени ΔT_i) от номинала коэффициента соотношения объемных (массовых) расходов компонентов топлива, вызванное влиянием внешних факторов на входе в двигатель; Δt_{fi} — погрешность формирования временного рассогласования $\Delta t_{изм.i}$ объемов компонентов топлива; ξ_i — погрешность обработки управляющего сигнала $\Delta \delta K_i$.

В зависимости от начальных условий объекта управления и заданных требований к регулируемым координатам может быть сформирован и отработан программный управляющий сигнал $\Delta \delta K_i$, $i = 0$, в момент времени t_0 начала работы СОБ.

При нештатном расходовании компонентов топлива (по сравнению с нормальным функционированием СОБ [4]) в модель объекта управления внесены изменения:

— вместо начального возмущения $\delta K_V(0)$, вызванного ошибкой $\delta K_{наст}$ настройки двигателя, введено начальное возмущение $\delta K_{\Sigma}(0)$, равное сумме ошибки $\delta K_{наст}$ настройки двигателя и возмущения $\delta K_{ншс}$ из-за нештатного расхода компонента топлива: $\delta K_{\Sigma}(0) = \delta K_{наст} + \delta K_{ншс}$;

— вместо управляемой переменной δK_{mi} , $i = 0, 1, \dots, I$, характеризующей работу двигателя, вводится «баковая» переменная $\delta K_{mi}^{бак}$, к которой требование ТЗ не предъявляется.



Переменная $\delta K_{mi}^{\text{бак}}$ может быть использована для вычисления характеристики работы двигателя, если в ракетном блоке имеются возможности непосредственного измерения или косвенного оценивания значения нештатного расхода (утечки) компонента.

Нештатная ситуация рассматриваемого типа возникла, например, в работе СУРТ моноблочной, третьей ступени РН «Союз-2.1б» при выведении 29.05.2016 г. на целевую орбиту космического аппарата «Глонасс-М» № 53 [6]. Работа СУРТ третьей ступени сопровождалась нерасчетным (повышенным) расходом горючего, что привело к повышенным значениям временных рассогласований $\Delta t_{\text{изм.}i}$ объемов компонентов топлива на i -х парах ЧЭ урвнемеров. Подсистема СОБ формировала управляющие сигналы на уменьшение расхода горючего путем перекадки дросселя в сторону закрытия. В итоге при компенсации действия нерасчетного возмущающего фактора дроссель закрылся до механического упора и в этом положении находился до конца работы СУРТ. В результате подсистема СОБ не выполнила требования по терминальной точности управления. Маршевый двигатель самовыключился после израсходования рабочего и гарантийного запасов горючего, так как команда на выключение ЖРД не была сформирована из-за недобора кажущейся скорости по заданному функционалу. При этом в бортовом алгоритме подсистемы СПВ не были сформированы функции прогнозирования моментов времени окончания окислителя и горючего в баках. Несмотря на негативное влияние НШС на работу СУРТ третьей ступени, миссия пуска РН «Союз-2.1б» по выведению на целевую орбиту космического аппарата «Глонасс-М» № 53 была выполнена с помощью системы управления разгонного блока «Фрегат-М» за счет его запаса топлива.

После краткого комментария о работе СОБ в конкретном пуске РН вернемся к постановке задачи анализа работы СОБ при нештатном расходовании компонентов топлива.

Возмущения $\delta K_{V \text{ пр.}i}$, $\delta K_{m \text{ пр.}i}$ и ξ_i в уравнениях (1) рассчитываются по известным соотношениям с учетом телеметрической информации о внешних факторах на входе в двигатель и об угловом положении дросселя СОБ. Для случайных неконтролируемых возмущений Δt_0 и $\delta K_{\Sigma}(0)$ (за исключением составляющей в виде «нештатного» возмущения $\delta K_{\text{ншс}}$) и погрешностей Δt_{fi} , $i = 1, 2, \dots, I$, задаются статистические характеристики.

Задача слепополетного анализа работы СОБ ракетного блока РН состоит в том, чтобы, используя

уравнения (1), параметры объекта управления (ΔT_i) и телеметрическую информацию ($t_{\text{изм.о.}i}$, $t_{\text{изм.г.}i}$, $\Delta \delta K_i$, $\delta K_{V \text{ пр.}i}$, $\delta K_{m \text{ пр.}i}$, ξ_i), определить оптимальные по некоторому критерию оценки случайных начальных возмущений Δt_0 и $\delta K_{\Sigma}(0)$, регулируемой координаты Δt_i , погрешностей Δt_{fi} и точностных характеристик системы Δt_{I+1} и $\delta K_{mi}^{\text{бак}}$.

Решение задачи слепополетного анализа работы СОБ определяется при выполнении следующей двухэтапной процедуры.

Этап 1. Оценивание неконтролируемых начальных возмущений Δt_0 , $\delta K_{\Sigma}(0)$ по методу наименьших квадратов (МНК) [7]

Уравнение регулируемой координаты Δt_i в уравнениях (1) целесообразно представить в виде линейной функции:

$$\Delta t_i = \Delta t_0 - \delta K_{\Sigma}(0)t_i - c_i, \quad i = 1, 2, \dots, I, \quad (2)$$

где $t_i = \sum_{r=0}^{i-1} \Delta T_r$ — номинальный момент времени срабатывания i -й пары ЧЭ урвнемеров, отсчитываемый от момента времени t_0 начала работы СОБ;

$c_i = \sum_{r=0}^{i-1} \delta K_{V \text{ пр.}r} \Delta T_r + \sum_{r=0}^{i-1} \sum_{s=0}^r (\Delta \delta K_s + \xi_s) \Delta T_r$ — заданный, переменный во времени параметр; рассчитывается до начала процедуры МНК.

С помощью МНК проводится сглаживание совокупности «измерений» $\Delta t_{\text{изм.}i}$, $i = 1, 2, \dots, I$, регулируемой координаты линейной функцией (2) с неизвестными параметрами Δt_0 , $\delta K_{\Sigma}(0)$. Оценки $\hat{\Delta t}_0$ и $\hat{\delta K}_{\Sigma}(0)$ этих параметров определяются по формулам [7]:

$$\hat{\delta K}_{\Sigma}(0) = \frac{I \sum_{i=1}^I t_i (\Delta t_{\text{изм.}i} + c_i) - \sum_{i=1}^I t_i \sum_{i=1}^I (\Delta t_{\text{изм.}i} + c_i)}{\left(\sum_{i=1}^I t_i \right)^2 - I \sum_{i=1}^I t_i^2},$$

$$\hat{\Delta t}_0 = \frac{1}{I} \left(\sum_{i=1}^I (\Delta t_{\text{изм.}i} + c_i) + \hat{\delta K}_{\Sigma}(0) \sum_{i=1}^I t_i \right).$$

Этап 2. Оценивание динамических и точностных показателей работы СОБ

С учетом вычисленных оценок $\hat{\delta K}_{\Sigma}(0)$ и $\hat{\Delta t}_0$ неконтролируемых возмущений и ранее определенных возмущений $\delta K_{V \text{ пр.}i}$, $\delta K_{m \text{ пр.}i}$ и ξ_i рассчитываются по уравнениям (1) оценки $\Delta \hat{t}_i$, $\Delta \hat{t}_{fi}$, $i = 1,$

2, ..., I, $\Delta \hat{t}_{I+1}$ и $\delta \hat{K}_{mi}^{\text{бак}}$, $i = 0, 1, \dots, I$, соответственно регулируемой координаты Δt_p , погрешностей Δt_{fi} и точностных показателей работы СОБ.

На основании результатов послеполетного анализа работы СОБ ракетного блока можно заключить, что при нештатном расходовании компонентов топлива требование ТЗ по терминальной точности с большой вероятностью не выполняется, так как не компенсируется полностью действие нерасчетного возмущения $\delta K_{\text{ншс}}$ из-за ограничения эффективности дросселя. Поэтому из-за преждевременного израсходования одного из компонентов топлива маршевой двигатель может самовыключиться (при недоборе кажущейся скорости ракетным блоком, как это произошло в приведенном выше пуске РН) или возникнет пожар и взрыв ЖРД.

2. СИСТЕМА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ МОМЕНТА ВРЕМЕНИ ОКОНЧАНИЯ ТОПЛИВА

Создание в составе СУРТ подсистемы СПВ вызывает необходимость повышения энергетических характеристик, безопасности и экологичности эксплуатации РН.

Кратко отметим основные особенности действия бортового алгоритма СПВ ракетного блока типа третьей ступени РН семейства «Союз-2».

Информационная система СПВ функционирует на режиме главной ступени тяги маршевого двигателя, тяга которого регулируется с допустимой погрешностью системой поддержания давления в камерах сгорания двигателя.

При нормальном функционировании СУРТ в бортовом алгоритме СПВ прогнозируется момент времени окончания рабочих запасов суммарного топлива (окислителя и горючего). В этом случае процесс расходования топлива по сравнению с расходом отдельных его компонентов не зависит от управляющих воздействий $\delta \Delta K_i$ и возмущающих факторов $\delta K_V(0)$, $\delta K_{V_{\text{пр},i}}$, $\delta K_{m_{\text{пр},i}}$ и ξ_i , а влияние ошибок уровнемерных измерений на точность работы СПВ уменьшается [4].

Однако при возникновении нештатной ситуации рассматриваемого типа происходит преждевременное расходование опережающего компонента при недоборе кажущейся скорости РН по заданному функционалу. Для некоторых маршевых двигателей разработан процесс самовыключения при полной выработке одного из компонентов топлива. Но при отсутствии функции самовыключения для обеспечения безаварийного выключе-

ния маршевого двигателя необходимо предусмотреть в алгоритме СПВ прогнозирование моментов времени окончания каждого компонента топлива.

Послеполетный анализ работы СПВ проводится по методу комплексного оценивания динамических процессов в СУРТ независимо от выбранной структуры бортового алгоритма СПВ [4]. С помощью этого метода задача прогнозирования моментов времени окончания топлива и отдельных его компонентов решается на основе комплексирования результатов анализа работы подсистем СОБ и СПВ и их функциональных связей с системой СУРТ. При этом в методе оценивания выбирается модель объекта прогнозирования момента времени окончания суммарного топлива, процесс расходования которого в меньшей мере зависит от возмущающих факторов.

Текущей входной информацией для СПВ служат моменты времени $t_{\text{изм.о.}i}$ и $t_{\text{изм.г.}i}$ срабатывания i -х пар ЧЭ уровнемеров компонентов топлива, по которым можно рассчитать средневзвешенный момент времени $t_{\Sigma i}$ (с временными ошибками уровнемерных измерений) прохождения суммарного топлива на этих парах ЧЭ:

$$t_{\Sigma i} = (K_m t_{\text{изм.о.}i} + t_{\text{изм.г.}i}) / (K_m + 1), \quad i = 1, 2, \dots, I,$$

где K_m — номинальный коэффициент соотношения массовых расходов компонентов топлива через двигатель.

В методе оценивания динамических и точностных показателей работы СПВ рассматривается реальный процесс расходования топлива (при действии случайных возмущающих факторов в конкретном пуске РН) относительно номинального процесса. Для этого вводится «измеренный» сигнал рассогласования $\Delta \tau_{\text{изм.}i} = t_{\Sigma i} - t_0 - t_i$, $i = 1, 2, \dots, I$, между «измеренным» и номинальным моментами времени прохождения топлива на i -й паре ЧЭ уровнемеров. Поэтому объект прогнозирования описывается уравнениями:

$$\begin{aligned} \Delta \tau_i &= \Delta \tau_0 - \lambda_{\Sigma} t_i, \quad i = 1, 2, \dots, I, \\ \Delta \tau_{\text{изм.}i} &= \Delta \tau_i + \Delta \tau_{fi}, \quad i = 1, 2, \dots, I, \end{aligned} \quad (3)$$

$$T_{\text{пр}} = t_0 + \Delta \tau_0 + (1 - \lambda_{\Sigma}) \sum_{i=0}^I \Delta T_i,$$

$$\Delta T_{\text{ост}} = T_{\text{пр}} - T_{\text{пр},i}, \quad i = I,$$

где $\Delta \tau_i$ — истинный сигнал рассогласования на i -й паре ЧЭ уровнемеров; $\Delta \tau_0$ — начальное значение сигнала рассогласования; λ_{Σ} — относительное отклонение от номинала суммарного расхода компо-



нентов топлива, вызванное нештатным расходом компонента топлива, погрешностью работы системы поддержания давления в камерах сгорания двигателя и др.; $\Delta\tau_{fi}$ — погрешность формирования «измеренного» сигнала рассогласования $\Delta\tau_{изм.i}$ на i -й паре ЧЭ уровнемеров; $T_{пр}$ — прогнозируемый момент времени окончания топлива в баках, вычисленный после пуска РН по данному методу; $T_{пр.i}$, $i = 1, \dots, I$, — прогнозируемый момент времени окончания топлива в баках, вычисленный в бортовом алгоритме СПВ на последней, I -й паре ЧЭ уровнемеров; $\Delta T_{ост}$ — временной остаток топлива в баках в прогнозируемый момент времени $T_{пр.i}$, $i = 1, \dots, I$, окончания топлива (характеризует погрешность прогнозирования момента времени $T_{пр.i}$ по бортовому алгоритму СПВ).

Отметим, что при возникновении нештатной ситуации модель объекта прогнозирования (3) остается неизменной, как и при нормальном функционировании СУРТ. Только в возмущение λ_{Σ} входит с весовым коэффициентом составляющая $\lambda_{ншс}$ (в виде нештатного расхода компонента топлива), статистические характеристики которой не известны.

Для неконтролируемых возмущений $\Delta\tau_0$ и λ_{Σ} (за исключением составляющей $\lambda_{ншс}$) и погрешностей $\Delta\tau_{fi}$, $i = 1, 2, \dots, I$, формирования «измеренного» сигнала рассогласования задаются статистические характеристики.

Задача послеполетного анализа работы СПВ ракетного блока РН при возникновении нештатной ситуации состоит в том, чтобы, используя уравнения (3), параметры объекта (t_i , ΔT_i) и телеметрическую информацию ($t_{изм.о.i}$, $t_{изм.г.i}$, $T_{пр.i}$), определить оценки случайных возмущений $\Delta\tau_0$ и λ_{Σ} , сигнала рассогласования $\Delta\tau_i$, погрешностей $\Delta\tau_{fi}$, прогнозируемого момента времени $T_{пр}$ окончания топлива и точности прогнозирования $\Delta T_{ост}$.

Решение задачи послеполетного анализа работы СПВ определяется при выполнении двухэтапной процедуры (аналогично, как и для системы СОБ).

Этап 1. Оценивание неконтролируемых возмущений $\Delta\tau_0$ и λ_{Σ} по МНК

При вычислении по МНК проводится сглаживание совокупности «измерений» $\Delta\tau_{изм.i}$, $i = 1, 2, \dots, I$, сигнала рассогласования линейной функцией (первое из уравнений (3)) с неизвестными параметра-

ми $\Delta\tau_0$ и λ_{Σ} . Оценки $\hat{\Delta\tau}_0$ и $\hat{\lambda}_{\Sigma}$ этих параметров определяются по формулам [7]:

$$\hat{\lambda}_{\Sigma} = \frac{I \sum_{i=1}^I t_i \Delta\tau_{изм.i} - \sum_{i=1}^I t_i \sum_{i=1}^I \Delta\tau_{изм.i}}{\left(\sum_{i=1}^I t_i \right)^2 - I \sum_{i=1}^I t_i^2},$$

$$\hat{\Delta\tau}_0 = \frac{1}{I} \left(\sum_{i=1}^I \Delta\tau_{изм.i} + \hat{\lambda}_{\Sigma} \sum_{i=1}^I t_i \right).$$

Этап 2. Оценивание динамических и точностных показателей работы СПВ

С учетом вычисленных оценок $\hat{\lambda}_{\Sigma}$ и $\hat{\Delta\tau}_0$ неконтролируемых возмущений рассчитываются по уравнениям (3) оценки $\Delta\hat{\tau}_i$, $\Delta\hat{\tau}_{fi}$, $i = 1, 2, \dots, I$, $\hat{T}_{пр}$ и $\Delta\hat{T}_{ост}$ соответственно динамических и точностных характеристик работы СПВ.

На основании результатов послеполетного анализа работы бортового алгоритма СПВ ракетного блока можно заключить, что при нештатном расходе компонентов топлива точность $\Delta\hat{T}_{ост}$ прогнозирования момента времени окончания суммарного топлива удовлетворяет заданному требованию, как и при нормальном функционировании системы.

После вычисления оценок точностных характеристик систем СОБ и СПВ (соответственно $\Delta\hat{T}_{I+1}$ и $\Delta\hat{T}_{ост}$) дополнительно рассчитываются оценки временных остатков $\Delta t_{о.ост}$ и $\Delta t_{г.ост}$ компонентов топлива в прогнозируемый (по бортовому алгоритму СПВ) момент времени $T_{пр.i}$, $i = 1, \dots, I$ [4].

При возникновении НШС временные остатки $\Delta t_{о.ост}$ и $\Delta t_{г.ост}$ компонентов топлива превышают допустимые значения, так как эти остатки зависят от точности работы обеих систем (заметим, что СОБ не выполняет требование ТЗ по терминальной точности). Поэтому в СУРТ необходимо решить задачу безаварийного выключения маршевого двигателя.

Таким образом, определены расчетные соотношения для оценивания динамических процессов в СУРТ при возникновении НШС конкретного типа, даны качественные оценки показателей работы системы.

В дополнение к этому целесообразно привести количественные оценки точностных характеристик СУРТ третьей ступени РН «Союз-2.1б» при

выведении космического аппарата «Глонасс-М» № 53 [6]:

— конечное временное рассогласование объемов компонентов топлива: $\Delta \hat{t}_{I+1} = 2,85$ с (допуск $\pm 0,5$ с);

— временной остаток топлива в баках в прогнозируемый момент времени $T_{пр.i}$, $i = I$: $\Delta \hat{T}_{ост} = -0,27$ с (допуск $\pm 0,3$ с);

— временные остатки окислителя, горючего в баках в прогнозируемый момент времени $T_{пр.i}$, $i = I$: $\Delta \hat{t}_{о.ост} = 0,54$ с; $\Delta \hat{t}_{г.ост} = -2,31$ с (допуски остатков компонентов топлива соответственно $\pm 0,25$ с и $\pm 0,4$ с).

Отметим также, что по результатам исследований на СОБ третьей ступени РН «Союз-2.1б» действовало начальное возмущение $\delta \hat{K}_{\Sigma}(0) = \delta \hat{K}_{наст} + \delta \hat{K}_{ншс} = -11,13 \% K_m$ (при этом допуск на ошибку $\delta \hat{K}_{наст}$ настройки двигателя составлял $\pm 3 \% K_m$). Остальные возмущения, действующие на СУРТ третьей ступени, не превышали заданных проектных диапазонов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Сформулирована и решена задача оценивания динамических процессов в системах управления расходом топлива (СУРТ) моноблочных жидкостных ракет-носителей при воздействии априори неизвестного (в исходных данных на проектирование СУРТ) возмущающего фактора — нештатного расхода (утечки из топливной магистрали) компонента топлива. В соответствии с влиянием указанной нештатной ситуации сформированы модели объектов двух подсистем (системы регулирования опорожнения баков (СОБ) и системы прогнозирования момента времени окончания топлива (СПВ)), образующих исходную СУРТ, и выбран метод послеполетного анализа работы подсистем и СУРТ [4].

Подводя итоги качественного и количественного оценивания процессов СУРТ при нештатном расходе компонентов топлива, отметим точностные показатели:

— СОБ не выполняет требование по терминальной точности, так как не компенсируется полностью действие нерасчетного возмущения из-за ограничения эффективности исполнительного органа;

— СПВ выполняет с требуемой точностью прогнозирование момента времени окончания суммарного топлива;

— остатки компонентов топлива в прогнозируемый (по бортовому алгоритму СПВ) момент вре-

мени окончания топлива превышают допустимые значения, так как зависят от точности работы систем СОБ и СПВ.

При возникновении нештатной ситуации в работе СУРТ для безопасного выключения маршевого двигателя необходимо наличие в баках и трубопроводах гарантийных запасов окислителя и горючего. Для этого целесообразно скорректировать бортовой алгоритм СПВ в части прогнозирования моментов времени окончания каждого компонента топлива, диагностирования возникновения нештатной ситуации в СУРТ и обеспечения условий безаварийного выключения двигателя.

С помощью предложенной методики анализа получены оценки динамических и точностных показателей работы СУРТ третьей ступени ракеты-носителя «Союз-2.1б» при выведении космического аппарата «Глонасс-М» № 53. Результаты послеполетного анализа использованы для корректировки бортовых алгоритмов СПВ моноблочных ступеней ракеты-носителя «Союз-2».

ЛИТЕРАТУРА

1. Андриенко А.Я., Тропова Е.И., Чадаев А.И. Методы анализа результатов летных испытаний бортовых систем управления // Автоматика и телемеханика. — 2010. — № 5. — С. 155–165.
2. Бострикова И.Н., Вакушин В.А., Иванов В.П. и др. Системы управления расходом топлива ракеты космического назначения «Ангара»: результаты наземной отработки и летных испытаний // Датчики и системы. — 2011. — № 8. — С. 25–29.
3. Муранов А.А. Методы оценивания динамических процессов в системах управления расходом топлива жидкостных ракет на этапе ЛКИ / Тр. 5-й Российской мультиконференции по проблемам управления, конференция «Управление в технических, эргатических, организационных и сетевых системах» (УТЭОСС-2012, Санкт-Петербург). — СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор». — 2012. — Т. 1. — С. 301–304.
4. Муранов А.А. Оценивание динамических процессов в системах управления расходом топлива моноблочных жидкостных ракет-носителей при летно-конструкторских испытаниях // Проблемы управления. — 2017. — № 3. — С. 64–69.
5. Петров Б.Н., Портнов-Соколов Ю.П., Андриенко А.Я., Иванов В.П. Бортовые терминальные системы управления (принципы построения и элементы теории). — М.: Машиностроение, 1983. — С. 18–23.
6. Красильников А. «Фрегат» спас реноме «Союза» // Новости космонавтики. — 2016. — Т. 26, № 7. — С. 20, 21.
7. Линник Ю.В. Метод наименьших квадратов и основы теории обработки наблюдений. — М.: Физматгиз, 1962. — С. 9–14.

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

Муранов Анатолий Алексеевич — канд. техн. наук, ст. науч. сотрудник, Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, г. Москва; ✉ vladguc@ipu.rssi.ru.