

ОЦЕНИВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ РАСХОДОВАНИЕМ ТОПЛИВА МОНОБЛОЧНЫХ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПРИ ЛЁТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ ИСПЫТАНИЯХ

А.А. Муранов

Предложен метод анализа работы систем управления расходом топлива моноблочных жидкостных ракет при летно-конструкторских испытаниях. Для его реализации выполнена декомпозиция исходной линеаризованной системы управления на две подсистемы, разработан метод оценивания динамических процессов в подсистемах. При комплексном использовании полученных результатов анализа работы подсистем показана возможность формирования дополнительной информации о динамическом процессе в исходной системе управления.

Ключевые слова: ракета-носитель, летно-конструкторские испытания, система управления расходом топлива, метод анализа.

ВВЕДЕНИЕ

К моноблочным жидкостным ракетам-носителям (РН) относятся многоступенчатые РН, у которых на каждой ступени располагается один ракетный блок. Например, таковыми являются двухступенчатые РН легкого класса: 14А15, «Ангара-1.2». Формально к ним могут быть отнесены и моноблочные (вторая и третья) ступени 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, систем управления и др.

Для моноблочных жидкостных РН исследуется класс систем управления расходом топлива (СУРТ), предназначенных для повышения (на 10—15 %) энергетических характеристик РН методами и средствами автоматического управления [1].

В моноблочных жидкостных ракетах-носителях СУРТ каждого ракетного блока (ступени) может объединить в себе, как правило, две подсистемы:

— систему регулирования опорожнения баков (СОБ), осуществляющую синхронизацию расхода компонентов топлива из баков;

— систему прогнозирования момента времени (СПВ) окончания топлива (или отдельных его компонентов) в баках.

Главным и заключительным этапом отработки и проверки бортовых систем управления разрабатываемых или модернизируемых моноблочных РН служат летно-конструкторские испытания (ЛКИ). На этапе ЛКИ должны выполняться требования технического задания по точности, надежности и безопасности работы бортовых систем.

После каждого пуска РН при ЛКИ проводится анализ работы СУРТ: оцениваются случайные неконтролируемые возмущения, ошибки измерения, динамические и точностные показатели работы. Для этого используются априорные данные (модель и параметры объекта управления) и телеметрическая информация, полученная в конкретном пуске РН.

К настоящему времени в методологии послеполетного анализа работы СУРТ разработаны отдельные методы анализа для частных задач управления расходом топлива. В работе [2] представлены три метода послеполетного анализа работы



только одной подсистемы СОБ, которые в разной степени использовались при обработке пусков РН «Союз-2».

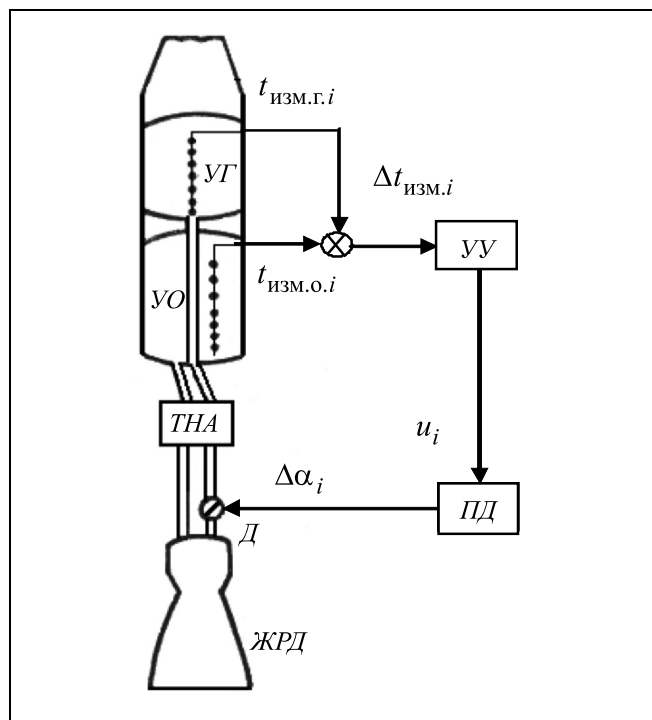
В настоящей статье предлагается единый подход к решению задачи послеполетного анализа работы двух подсистем разных типов (СОБ, СПВ), которые образуют СУРТ моноблочных РН. При комплексном использовании полученных результатов анализа работы отдельных подсистем формируется дополнительная информация о динамическом процессе в СУРТ.

1. СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ ОПОРОЖНЕНИЯ БАКОВ

Принципы работы и физические основы построения СОБ ракетного блока обстоятельно изложены в работе [1]. Однако целесообразно для дальнейшего рассмотрения материала привести краткую информацию о назначении отдельных звеньев СОБ (см. рисунок).

В этих системах запасы компонентов топлива в баках ракеты определяются при помощи дискретных уровнемеров. Уровнемеры окислителя УО и горючего УГ представляют собой штанги с набором равного числа I чувствительных элементов (ЧЭ), которые реагируют на факт пересечения уровня, на котором они установлены, зеркалом жидкого компонента. Для номинального процесса опорожнения пересечение ЧЭ одинаковых, i -х, $i = 1, 2, \dots, I$, номеров в баках компонентов происходит одновременно. При наличии возмущений возникает неодновременность пересечения ЧЭ одинаковых номеров. Это приводит к появлению временного рассогласования $\Delta t_{изм.i} = t_{изм.о.i} - t_{изм.г.i} \neq 0$, которое однозначно характеризует рассогласование относительных запасов окислителя и горючего на i -й паре ЧЭ уровнемеров. Сигнал рассогласования $\Delta t_{изм.i}$ поступает на вход управляющего устройства УУ, где рассчитывается управляющий сигнал u_i . Обработка сигнала u_i осуществляется с помощью привода дросселя ПД, устанавливаемого в одной из основных топливных магистралей ЖРД после турбонасосного агрегата ТНА. Дроссель $Д$ поворачивается на угол $\Delta \alpha_i$, изменяя в нужную сторону расходы и коэффициент соотношения расходов компонентов через ЖРД. Описанная схема действий выполняется при срабатывании каждой пары однономерных ЧЭ уровнемеров.

Отметим, что в качестве управляющего сигнала u_i , $i = 1, 2, \dots, I$, используется некоторая переменная (из состава трех возможных переменных) алгоритма СОБ, что связано с выбором способа обработки сигнала u_i [3]. Далее в тексте управляющий сигнал u_i будет конкретизирован при рассмотрении объекта управления.



Структурная схема СОБ ракетного блока

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

Перейдем к постановке задачи анализа работы СОБ двухкомпонентного ракетного блока РН при ЛКИ. Управляемый процесс расходования топлива из баков компонентов топлива описывается линейными уравнениями:

$$\Delta t_i = \Delta t_0 - \sum_{r=0}^{i-1} (\delta K_V(0) + \delta K_{V_{пр.r}}) \Delta T_r - \sum_{r=0}^{i-1} \sum_{s=0}^r (\Delta \delta K_s + \xi_s) \Delta T_r, \quad i = 1, 2, \dots, I + 1,$$

$$\Delta t_{изм.i} = t_{изм.о.i} - t_{изм.г.i} = \Delta t_i + \Delta t_{f_i}, \quad i = 1, 2, \dots, I, \tag{1}$$

$$\delta K_{mi} = \delta K_V(0) + \delta K_{m_{пр.i}} + \sum_{s=0}^i (\Delta \delta K_s + \xi_s), \quad i = 0, 1, \dots, I,$$

где $\Delta t_i(\Delta t_{изм.i})$ — истинное (вычисленное с ошибками уровнемерных измерений) временное рассогласование объемов компонентов топлива на i -й паре ЧЭ уровнемеров; $\Delta t_0(\Delta t_{I+1})$ — начальное (конечное) временное рассогласование объемов ком-

понентов топлива в баках блока; $t_{изм.о.i}(\Delta t_{изм.г.i})$ — момент времени срабатывания i -го ЧЭ урвнеремера окислителя (горючего); ΔT_i — номинальный интервал временной расстановки ЧЭ урвнеремеров окислителя и горючего; $\delta K_V(0)$ — начальное относительное отклонение от номинала коэффициента соотношения расходов компонентов топлива, вызванное ошибкой настройки маршевого двигателя; $\delta K_{Vпр.i}(\delta K_{мпр.i})$ — относительное отклонение (на интервале времени ΔT_i) от номинала коэффициента соотношения объемных (массовых) расходов компонентов топлива, вызванное влиянием внешних факторов на входе в двигатель; $\delta \Delta K_i$ — управляющий сигнал на изменение коэффициента соотношения объемных расходов компонентов топлива, вычисленный после срабатывания i -й пары ЧЭ урвнеремеров; Δt_{fi} — погрешность формирования временного рассогласования $\Delta t_{изм.i}$ объемов компонентов топлива; ξ_i — погрешность отработки управляющего сигнала $\delta \Delta K_i$; δK_{mi} — относительное отклонение (на интервале времени ΔT_i) от номинала коэффициента соотношения массовых расходов компонентов топлива через двигатель.

Возмущения $\delta K_{Vпр.i}$, $\delta K_{мпр.i}$, ξ_i рассчитываются по известным соотношениям с использованием телеметрической информации о внешних факторах на входе в двигатель и об угловом положении дросселя СОБ. Для случайных неконтролируемых возмущений Δt_0 , $\delta K_V(0)$ и погрешностей Δt_{fi} , $i = 1, 2, \dots, I$, задаются статистические характеристики.

Задача анализа работы СОБ ракетного блока РН при ЛКИ состоит в том, чтобы, используя уравнения (1), параметры объекта управления (ΔT_i) и телеметрическую информацию ($t_{изм.о.i}$, $t_{изм.г.i}$, $\delta \Delta K_i$, $\delta K_{Vпр.i}$, $\delta K_{мпр.i}$, ξ_i), определить оптимальные по некоторому критерию оценки случайных начальных возмущений Δt_0 , $\delta K_V(0)$, регулируемой координаты Δt_i , погрешностей Δt_{fi} и точностных характеристик системы: Δt_{I+1} , δK_{mi} .

Решение задачи анализа работы СОБ при ЛКИ определяется при выполнении следующей двух-этапной процедуры.

1. Оценивание неконтролируемых возмущений Δt_0 , $\delta K_V(0)$, представляющих собой начальные условия регулируемой координаты Δt_i и ее производной.

Для этого применяется метод наименьших квадратов (МНК) [4], наиболее распространенный из апробированных методов [2]. Для оценивания по МНК целесообразно представить уравнение регу-

лируемой координаты Δt_i в уравнениях (1) в виде линейной функции:

$$\Delta t_i = \Delta t_0 - \delta K_V(0)t_i - c_i, \quad i = 1, 2, \dots, I, \quad (2)$$

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

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

С помощью МНК проводится сглаживание совокупности «измерений» $\Delta t_{изм.i}$, $i = 1, 2, \dots, I$, регулируемой координаты линейной функцией (2) с неизвестными параметрами Δt_0 , $\delta K_V(0)$. Оценки $\Delta \hat{t}_0$, $\delta \hat{K}_V(0)$ этих параметров определяются по формулам [4]:

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

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

2. Оценивание динамических и точностных показателей работы СОБ.

С учетом вычисленных оценок $\delta \hat{K}_V(0)$, $\Delta \hat{t}_0$ неконтролируемых возмущений и ранее определенных возмущений $\delta K_{Vпр.i}$, $\delta K_{мпр.i}$, ξ_i рассчитываются по уравнениям (1) оценки $\Delta \hat{t}_i$, $\Delta \hat{t}_{fi}$, $i = 1, 2, \dots, I$, $\Delta \hat{t}_{I+1}$, $\delta \hat{K}_{mi}$, $i = 0, 1, \dots, I$, соответственно регулируемой координаты Δt_i , погрешностей Δt_{fi} и точностных показателей работы СОБ.

2. СИСТЕМА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ МОМЕНТА ВРЕМЕНИ ОКОНЧАНИЯ ТОПЛИВА

Создание в составе СУРТ подсистемы СПВ вызывается необходимостью использования выходной переменной бортового алгоритма СПВ для решения задач:

— организации полной выработки рабочих запасов топлива (или отдельных его компонентов) из баков нижних ступеней моноблочных РН (для повышения энергетических характеристик и экологичности эксплуатации РН);



— аварийного выключения маршевого двигателя ступени РН в нештатной ситуации (для повышения безопасности функционирования СУРТ).

Информационная система СПВ исследуется на режиме главной ступени тяги маршевого двигателя, тяга которого регулируется с допустимой погрешностью системой поддержания давления (СПД) в камерах сгорания двигателя. В этом случае процесс расходования суммарного топлива (окислителя и горючего) по сравнению с расходованием отдельных компонентов не зависит от управляющих воздействий δK_i СОБ и возмущающих факторов $\delta K_V(0)$, $\delta K_{V_{пр.i}}$, $\delta K_{m_{пр.i}}$, ξ_i (см. § 1), что способствует повышению точности работы СПВ.

Текущей входной информацией для СПВ служат моменты времени $t_{изм.о.i}$, $t_{изм.г.i}$ 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:

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

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

Для проведения анализа работы СПВ ракетного блока целесообразно рассматривать реальный процесс управления расходованием топлива (при действии случайных возмущающих факторов в конкретном пуске РН) относительно номинального процесса. Для этого вводится «измеренный» сигнал рассогласования $\Delta\tau_{изм.i} = t_{\Sigma i} - t_0 - t_i$, $i = 1, 2, \dots, I$, между фактическим и номинальным моментами времени прохождения топлива на i -й паре ЧЭ уровнемеров. Поэтому объект прогнозирования описывается уравнениями:

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

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

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

где $\Delta\tau_i$ — сигнал рассогласования на i -й паре ЧЭ уровнемеров; $\Delta\tau_0$ — начальное значение сигнала рассогласования; λ_{Σ} — относительное отклонение от номинала суммарного расхода компонентов топлива через маршевый двигатель, вызванное несходимостью между суммарным расходом через ТНА и давлением в камерах сгорания, погрешностью

работы СПД; $\Delta\tau_{fi}$ — 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; $T_{пр.i}$, $i = I$, — 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 $T_{пр.i}$, $i = I$, окончания топлива (характеризует погрешность прогнозирования момента времени $T_{пр.i}$ по бортовому алгоритму СПВ).

Для неконтролируемых возмущений $\Delta\tau_0$, λ_{Σ} и погрешностей $\Delta\tau_{fi}$, $i = 1, 2, \dots, I$, сигнала рассогласования задаются статистические характеристики.

Задача анализа работы СПВ ракетного блока РН при ЛКИ 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 $\Delta\tau_0$, 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 слепого анализа работы СПВ при ЛКИ определяется при выполнении двухэтапной процедуры (аналогично, как и для системы СОБ).

1. Оценивание неконтролируемых возмущений $\Delta\tau_0$, λ_{Σ} по методу 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 параметрами $\Delta\tau_0$, λ_{Σ} . Оценки $\hat{\Delta\tau}_0$, $\hat{\lambda}_{\Sigma}$ этих параметров определяются по формулам [4]:

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

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

2. Оценивание динамических и точностных показателей работы СПВ.

С учетом вычисленных оценок $\hat{\lambda}_{\Sigma}$, $\hat{\Delta\tau}_0$ 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.

3. КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ АНАЛИЗА РАБОТЫ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ОПОРОЖНЕНИЯ БАКОВ И СИСТЕМЫ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ МОМЕНТА ВРЕМЕНИ ОКОНЧАНИЯ ТОПЛИВА

В § 1 и 2 предложено методическое обеспечение анализа работы подсистем СОБ и СПВ ракетного блока (ступени) моноблочных РН при проведении ЛКИ. На основании полученных результатов анализа работы подсистем СОБ и СПВ и с учетом связей между ними и СУРТ можно дополнительно вывести расчетные соотношения для вычисления оценок возмущений и координат вектора состояния СУРТ, характеризующих динамические процессы расходования каждого из компонентов топлива.

Приведем и кратко прокомментируем формулы для вычисления указанных оценок.

- Начальные временные отклонения $\Delta \hat{t}_{o,0}, \Delta \hat{t}_{г,0}$ от номиналов объемов окислителя, горючего в баках ракетного блока.

Вычисленные в § 1 и 2 оценки $\Delta \hat{t}_0, \Delta \hat{\tau}_0$ соответственно начального временного рассогласования объемов компонентов топлива и начального значения сигнала рассогласования в СПВ по определению имеют вид: $\Delta \hat{t}_0 = \Delta \hat{t}_{o,0} - \Delta \hat{t}_{г,0}, \Delta \hat{\tau}_0 = (\Delta \hat{t}_{o,0} K_m + \Delta \hat{t}_{г,0}) / (K_m + 1)$.

Из этих двух уравнений оценки $\Delta \hat{t}_{o,0}, \Delta \hat{t}_{г,0}$ рассчитываются по формулам:

$$\Delta \hat{t}_{o,0} = \Delta \hat{\tau}_0 + \Delta \hat{t}_0 / (K_m + 1),$$

$$\Delta \hat{t}_{г,0} = \Delta \hat{\tau}_0 - \Delta \hat{t}_0 K_m / (K_m + 1).$$

- Начальные относительные отклонения $\hat{\lambda}_{o,0}, \hat{\lambda}_{г,0}$ от номиналов расходов окислителя, горючего через маршевый двигатель.

Вычисленные в § 1 и 2 оценки $\delta \hat{K}_V(0), \hat{\lambda}_\Sigma$ можно представить в виде:

$$\delta \hat{K}_V(0) = \hat{\lambda}_{o,0} - \hat{\lambda}_{г,0},$$

$$\hat{\lambda}_\Sigma = (\hat{\lambda}_{o,0} K_m + \hat{\lambda}_{г,0}) / (K_m + 1).$$

Из этих двух уравнений оценки $\Delta \hat{\lambda}_{o,0}, \Delta \hat{\lambda}_{г,0}$ рассчитываются по формулам:

$$\hat{\lambda}_{o,0} = \hat{\lambda}_\Sigma + \delta \hat{K}_V(0) / (K_m + 1),$$

$$\hat{\lambda}_{г,0} = \hat{\lambda}_\Sigma - \delta \hat{K}_V(0) K_m / (K_m + 1).$$

- Погрешности $\Delta \hat{t}_{o,fi}, \Delta \hat{t}_{г,fi}, i = 1, 2, \dots, I$, определения моментов времени срабатывания i -го ЧЭ урвнемеров окислителя и горючего.

Вычисленные в § 1 и 2 оценки $\Delta \hat{t}_{fi}, \Delta \hat{\tau}_{fi}, i = 1, 2, \dots, I$, погрешностей формирования соответственно координаты $\Delta \tau_{изм.i}$ СОБ и сигнала рассогласования $\Delta \tau_{изм.i}$ СПВ по определению имеют вид:

$$\Delta \hat{t}_{fi} = \Delta \hat{t}_{o,fi} - \Delta \hat{t}_{г,fi}, \Delta \hat{\tau}_{fi} = (\Delta \hat{t}_{o,fi} K_m + \Delta \hat{t}_{г,fi}) / (K_m + 1).$$

Из этих уравнений оценки $\Delta \hat{t}_{o,fi}, \Delta \hat{t}_{г,fi}$ погрешностей рассчитываются по формулам:

$$\Delta \hat{t}_{o,fi} = \Delta \hat{\tau}_{fi} + \Delta \hat{t}_{fi} / (K_m + 1),$$

$$\Delta \hat{t}_{г,fi} = \Delta \hat{\tau}_{fi} - \Delta \hat{t}_{fi} K_m / (K_m + 1).$$

- Истинные моменты времени $\hat{t}_{o,i}, \hat{t}_{г,i}, i = 1, 2, \dots, I$, срабатывания i -го ЧЭ урвнемеров окислителя и горючего: $\hat{t}_{o,i} = t_{изм.o,i} - \Delta \hat{t}_{o,fi}, \hat{t}_{г,i} = t_{изм.г,i} - \Delta \hat{t}_{г,fi}$.

- Моменты времени $\hat{t}_{o,I+1}, \hat{t}_{г,I+1}$ окончания окислителя, горючего в баках блока РН.

Вычисленные в § 1 и 2 оценки $\Delta \hat{t}_{I+1}, \hat{T}_{пр}$ соответственно терминальной точности работы СОБ и прогнозируемого момента времени окончания топлива в баках ракетного блока целесообразно представить в виде:

$$\Delta \hat{t}_{I+1} = \hat{t}_{o,I+1} - \hat{t}_{г,I+1},$$

$$\hat{T}_{пр} = (\hat{t}_{o,I+1} K_m + \hat{t}_{г,I+1}) / (K_m + 1).$$

Из этих двух уравнений оценки $\hat{t}_{o,I+1}, \hat{t}_{г,I+1}$ моментов времени окончания компонентов топлива в баках находятся по формулам:

$$\hat{t}_{o,I+1} = \hat{T}_{пр} + \Delta \hat{t}_{I+1} / (K_m + 1),$$

$$\hat{t}_{г,I+1} = \hat{T}_{пр} - \Delta \hat{t}_{I+1} K_m / (K_m + 1).$$

- Временные остатки $\Delta \hat{t}_{o,ост}, \Delta \hat{t}_{г,ост}$ окислителя, горючего в баках ракетного блока РН в прогнозируемый момент времени $T_{пр,i}, i = I$, оконча-



ния топлива, рассчитываемый в бортовом алгоритме СПВ:

$$\Delta \hat{t}_{o,ост} = \hat{t}_{o,I+1} - T_{пр,i} = \Delta \hat{T}_{ост} + \Delta \hat{t}_{I+1} / (K_m + 1),$$

$$\Delta \hat{t}_{г,ост} = \hat{t}_{г,I+1} - T_{пр,i} = \Delta \hat{T}_{ост} - \Delta \hat{t}_{I+1} K_m / (K_m + 1).$$

Отметим, что временные остатки $\Delta \hat{t}_{o,ост}$, $\Delta \hat{t}_{г,ост}$ окислителя и горючего в баках ракетного блока зависят от точности работы обеих подсистем СОБ и СПВ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработан метод анализа работы систем управления расходом топлива (СУРТ) моноблочных жидкостных ракет-носителей (РН) на этапе летно-конструкторских испытаний. Его применение связано с последовательным выполнением ряда операций: декомпозиции СУРТ ракетного блока на две подсистемы (систему регулирования опорожнения баков и систему прогнозирования момента времени окончания топлива), оценивания динамических процессов в подсистемах, комплексирования результатов анализа работы подсистем с целью формирования дополнительной информации о динамическом процессе в СУРТ.

С помощью предложенного метода проведено оценивание возмущающих факторов, динамических и точностных показателей работы СУРТ РН 14А15 (в двух пусках) и третьей ступени РН «Союз-2» (в 23-х пусках). На основании полученных результатов послеполетного анализа разрабо-

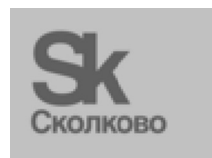
таны рекомендации для корректировки параметров алгоритмов СУРТ РН 14А15 к предстоящему пуску. Для СУРТ третьей ступени РН «Союз-2» подобная коррекция параметров алгоритмов уже проведена и апробирована в нескольких пусках, что позволило существенно повысить терминальную точность управления и надежность функционирования системы.

ЛИТЕРАТУРА

1. 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.
2. Муранов А.А. О выборе метода анализа работы систем управления расходом топлива жидкостных ракет при летно-конструкторских испытаниях // Тр. XXII междунар. конф. «Проблемы управления безопасностью сложных систем». — М.: РГУ, 2014. — С. 365—369.
3. Муранов А.А. К вопросу о точности обработки управляющих воздействий в системах управления расходом топлива жидкостных ракет // Тр. XII Всерос. совещания по проблемам управления (ВСПУ-2014). — М.: ИПУ РАН, 2014. — С. 345—347.
4. 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.ru.



IX ТРАДИЦИОННАЯ МОЛОДЕЖНАЯ ШКОЛА «УПРАВЛЕНИЕ, ИНФОРМАЦИЯ И ОПТИМИЗАЦИЯ»

Традиционная молодежная школа «Управление, информация и оптимизация» — ежегодная летняя школа для студентов, аспирантов и молодых ученых, организованная факультетом компьютерных наук Национального исследовательского университета «Высшая школа экономики», Институтом проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН и Сколковским институтом науки и технологии.

Как и в предыдущие восемь летних школ, в этом году ожидается выдающийся набор лекторов и сильный набор участников.

Основные тематические направления школы:

- оптимальное управление;
- непрерывная и дискретная оптимизация;
- статистика;
- стохастический анализ;
- машинное обучение.

Более подробная информация на сайте <https://cs.hse.ru/tradschool>.