

ЭТАПЫ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ РЕГУЛИРОВАНИЯ СООТНОШЕНИЯ РАСХОДОВ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ «СОЮЗ»

А.И. Чадаев, Е.И. Тропова

Рассмотрены основные этапы развития и технические особенности систем регулирования соотношения расходов компонентов топлива для семейства ракет-носителей (РН) типа «Союз» — от РН «Спутник» до РН «Союз-2». Показана эволюция формирования регулируемой координаты.

Ключевые слова: ракета-носитель, система регулирования соотношения расходов компонентов топлива, система управления расходом топлива.

ВВЕДЕНИЕ

Обычно в состав системы управления расходом топлива (СУРТ) отечественных и зарубежных космических ракет-носителей (РН) и межконтинентальных баллистических ракет входит либо система внутриблочного регулирования опорожнения баков (СОБ), либо система регулирования соотношения расходов компонентов топлива (РСК).

Ракета-носитель типа «Союз» является уникальной отечественной ракетой-носителем, в составе СУРТ I и II ступеней которой успешно совместно работают СОБ и система РСК.

В настоящем сообщении рассматриваются основные этапы развития только одной из подсистем СУРТ, а именно, системы РСК.

ОСНОВНЫЕ ЭТАПЫ РАЗВИТИЯ СИСТЕМЫ РСК

Необходимость создания в составе СУРТ (дополнительно к СОБ) системы РСК возникла в начале 1950-х гг. при разработке двухступенчатой РН «Спутник», чтобы обеспечить:

- парирование влияния быстро (и сильно) изменяющихся внешних факторов (давлений на входе в двигатели РН и температур компонентов топлива) на соотношение расходов компонентов топлива при низком быстродействии СОБ;

- высокоточную отработку управляющего сигнала СОБ при существенном разбросе параметров

нелинейных регулирующих органов (дресселей) и их приводов.

На рисунке приведена структурная схема системы РСК бокового блока современной РН «Союз-2».

В качестве датчиков системы РСК были выбраны и доныне применяются расходомеры компонентов топлива «вертушечного» типа.

В своем развитии система РСК к настоящему времени прошла несколько этапов.

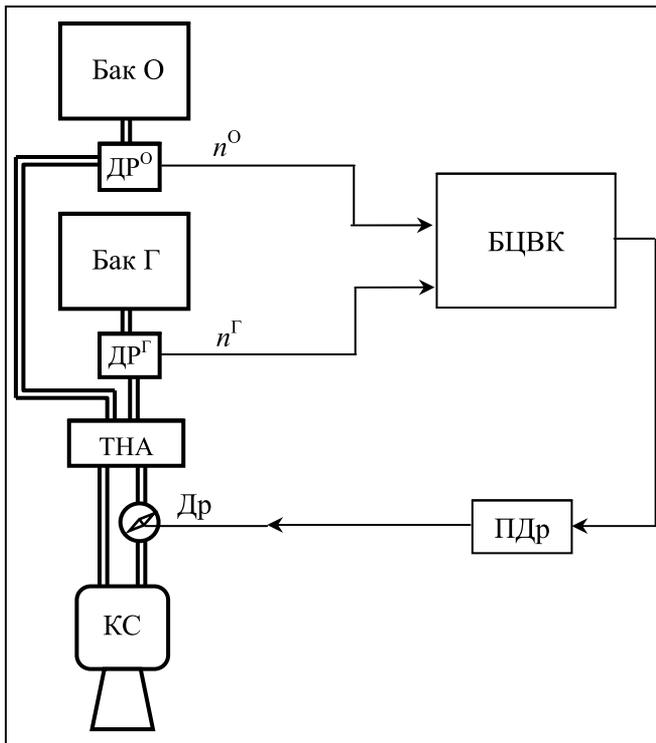
На первом этапе развития РСК в рамках существовавшей аналоговой техники измеряемая координата — текущее значение коэффициента соотношения объемных расходов компонентов топлива (K) — формировалась на основе радиочастотной техники (в виде разности частот выходных сигналов расходомеров окислителя и горючего):

$$K = A(f_o - f_r),$$

где f_o и f_r — частоты выходных сигналов расходомеров окислителя и горючего, A — коэффициент пропорциональности.

Из-за существенных ограничений мощности используемых на борту РН приводов алгоритм работы системы РСК определялся в классе релейных (с зоной нечувствительности) алгоритмов.

Текущее значение регулируемой координаты системы РСК (относительного отклонения δK текущего значения коэффициента соотношения объ-



Структурная схема системы РСК бокового блока РН «Союз-2»:

Бак О — бак окислителя, Бак Г — бак горючего; ДР^О, ДР^Г — датчики расхода окислителя, горючего; n^O и $n^Г$ — выходные сигналы расходомеров окислителя и горючего — числа импульсов, поступивших с расходомеров окислителя и горючего, характеризующие объемы компонентов, прошедших через двигатель за время наблюдения; БЦВК — бортовой цифровой вычислительный комплекс; ТНА — турбонасосный агрегат; ПДр — привод дросселя; Др — дроссель; КС — камера сгорания

емных расходов компонентов топлива K от его номинального значения $K_{\text{ном}}$) записывается в виде:

$$\delta K_{\text{отр}} = \begin{cases} K/K_{\text{ном}} - 1, & \text{если } \delta K_{\text{зн}} < |K/K_{\text{ном}} - 1| \leq \delta K_{\text{доп}}; \\ 0, & \text{если } |K/K_{\text{ном}} - 1| \leq \delta K_{\text{зн}} \\ & \text{или } |K/K_{\text{ном}} - 1| > \delta K_{\text{доп}}; \end{cases}$$

где $\delta K_{\text{отр}}$ — величина, определяющая формирование сигнала отработки, поступающего на привод дросселя; $\delta K_{\text{доп}}$ — допустимое значение отклонения коэффициента K ; $\delta K_{\text{зн}}$ — значение зоны нечувствительности.

Уже на начальном этапе стендовой отработки СУРТ проявились сильные автоколебания в работе системы РСК (с амплитудой до (3...5) % $K_{\text{ном}}$), поставившие под сомнение возможность выполнения заданных требований по точности поддержания соотношения расходов и конечному вре-

менному рассогласованию объемов компонентов топлива.

В результате последовавшего затем цикла исследований причин возникновения этих автоколебаний были определены способы их подавления, сводящиеся к:

- повышению зоны нечувствительности системы РСК;

- введению так называемой «скоростной» обратной связи с привода дросселя, реализуемой в виде релейной обратной связи с управляющего механизма привода.

Параметры зоны нечувствительности и обратной связи выбирались из условия, чтобы при работе на наиболее крутом участке характеристики дросселя автоколебания полностью подавлялись. Однако на более пологих участках характеристики дросселя возникает скользящий режим переменной частоты и скважности. Чем более пологий участок характеристики дросселя, тем больше интервал времени отработки управляющего сигнала.

Именно в такой реализации система РСК эксплуатировалась в составе СУРТ последовательно на РН «Спутник», «Восток», «Молния» и «Союз».

На следующем этапе развития системы РСК (при переходе от радиочастотной техники к микропроцессорной) удалось добиться повышения точностных и эксплуатационных характеристик регулирования соотношения расходов компонентов топлива благодаря:

- переходу от регулирования по разности частот выходных сигналов расходомеров окислителя и горючего к регулированию по соотношению периодов тех же сигналов

$$K = T_o/T_r,$$

где T_o и T_r — периоды выходных сигналов расходомеров окислителя и горючего,

- применению широтно-импульсной модуляции (вне зоны нечувствительности) управляющего сигнала системы РСК.

В такой реализации система РСК эксплуатируется в настоящее время на РН «Союз-У» и «Союз-ФГ».

На современном этапе развития системы РСК при разработке (на рубеже столетий) РН «Союз-2» и «Союз-СТ» [1, 2], предусматривающей перевод системы РСК на вычислительную базу БЦВК (с большой длительностью цикла вычислений), произошла очередная смена регулируемой координаты системы РСК, в качестве которой принята величина

$$K = Cn_o/n_r,$$



где $C = C_o/C_r$, C_o и C_r — тарифовочные значения цены импульсов расходомеров окислителя и горючего, n_o и n_r — число импульсов, поступивших с расходомеров окислителя и горючего на скользящем интервале времени наблюдения $T_{\text{наб}}$.

Поскольку дискретность измерения n_o и n_r оказывает существенное влияние на точностные характеристики работы РСК, то длительность интервала $T_{\text{наб}}$ определялась из условия удовлетворительного снижения влияния дискретности чисел n_o и n_r на процесс регулирования соотношения расходов компонентов топлива, полностью обеспечивая выполнение всех заданных точностных требований к работе системы РСК.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате реализации рассмотренных этапов развития системы РСК, соответствующих жизненному циклу развития РН типа «Союз» — от РН «Спутник» до РН «Союз-2» и «Союз-СТ», была со-

здана успешно работающая система РСК, несмотря на существенные различия условий ее функционирования на этих ракетах (по действующим в полете перегрузкам и пр.).

ЛИТЕРАТУРА

1. Козлов Д.И. Основные направления модернизации космических средств выведения среднего класса типа ракеты-носителя «Союз» // Космонавтика и ракетостроение. — 1999. — № 5. — С. 42—48.
2. Андриенко А.Я., Бельский Л.Н., Заплатин М.И. и др. Цифровая система управления расходом топлива РКН «Союз-2» и «Союз-СТ» // Проблемы управления. — 2012. — № 5. — С. 81—83.

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

Чадаев Александр Иванович — канд. техн. наук, ст. науч. сотрудник,

Тропова Елена Ивановна — науч. сотрудник,

Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, г. Москва, ✉ vladguc@ipu.rssi.ru.