

УДК 629.7.017.1
ББК 39.62

ПРОБЛЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРИ ВЫВЕДЕНИИ НА ОРБИТУ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ГРУЗОВ

Андриенко А. Я.¹, Тропова Е. И.², Чадаев А. И.³
(Учреждение Российской академии наук
Институт проблем управления
им. В.А. Трапезникова РАН, Москва)

Приводятся отдельные результаты решения проблем управления, возникших при введении в эксплуатацию РН «Союз-2» с повышенными габаритами головных обтекателей.

Ключевые слова: система управления расходом топлива, крупногабаритные головные обтекатели, ветровые возмущения, равномерные ошибки измерения.

1. Введение

Совершенствование космических ракет-носителей (РН) проводится не только в части повышения их грузоподъёмности, надёжности и экологичности выведения, но и в части расширения допустимых габаритных размеров выводимых на целевые орбиты полезных нагрузок (ПН). При этом соответствующим образом деформируется геометрическая конфигурация РН – с увеличением габаритных размеров головных обтекателей (ГО) для ПН. Конкретно, при модернизации космических средств выведения среднего класса типа «Союз» [4] (с переходом от РН «Союз-ФГ» к «Союз-2») максимальный диаметр ГО был увеличен с 3000 мм до 3700 мм (и более) при сохранении размеров

¹ Анатолий Яковлевич Андриенко, заведующий лабораторией, доктор технических наук, профессор (vladguc@ipu.rssi.ru).

² Елена Ивановна Тропова, научный сотрудник (тел. (495) 334-88-71).

³ Александр Иванович Чадаев, старший научный сотрудник, кандидат технических наук (тел. (495) 334-88-71).

других частей РН (в частности, диаметра 2660 мм блока последней ступени).

Возросшая «парусность» головных частей РН доставляет дополнительные трудности в работе

1) системы угловой стабилизации (СУС) полётом РН – в основном на атмосферном участке полёта I ступени;

2) системы управления расходом топлива (СУРТ) – из-за усиления порождаемых действием СУС колебаний поверхностей жидкого топлива в тех уровнемерах СУРТ, которые смещены относительно оси бака [1].

В статье представлены результаты исследований, направленных преимущественно на преодоление трудностей, возникших в работе СУРТ модернизированной РН «Союз-2».

2. История вопроса

1. Спорадические превышения ошибками измерения рассогласования уровней компонентов топлива проектно-предельных их значений в районе максимальных аэродинамических напоров отмечались ещё в начале 70-х гг. прошлого века при пусках РН «Восток». Подобного же рода возрастание (не более чем на ~0,5 с) уровнемерных временных ошибок измерения из-за действия ветровых возмущений на автомат угловой стабилизации РН проявлялось (не чаще, чем в 5% пусках) и при эксплуатации РН «Молния» и «Союз», где оно практически не сказывалось на конечной точности управления расходом топлива.

2. В конце 2006 г. были успешно осуществлены три эксплуатационных пуска РН «Союз-2» [5] с обновлёнными ГО:

27 октября на заданную орбиту выведен тяжёлый метеорологический спутник «Метоп-А»;

24 декабря выведен первый из орбитальной группировки связных космических аппаратов «Меридиан»;

27 декабря – французский научный спутник «Коро».

В каждом из этих пусков проявился в той или иной мере эффект возрастания уровнемерных ошибок Δt_{ji} измерения рассогласования объёмов компонентов топлива – возрастания, обусловленного действием ветровых возмущений на автомат угло-

вой стабилизации РН. Наиболее заметным этот эффект был в последнем из проведённых в 2006 г. пусков: «ветровая» составляющая ошибки измерения рассогласования объёмов почти втрое превысила уровень «штатных» (проектных) ошибок измерения, а главное, заметно расширился временной интервал действия этой составляющей ошибки, так что почти вдвое сократилась длительность конечного интервала времени регулирования опорожнения баков относительно свободного от проявлений «ветровой» составляющей уровневых ошибок (ср. рис. 1 с рис. 2), где i – номер чувствительного элемента (ч.э.).

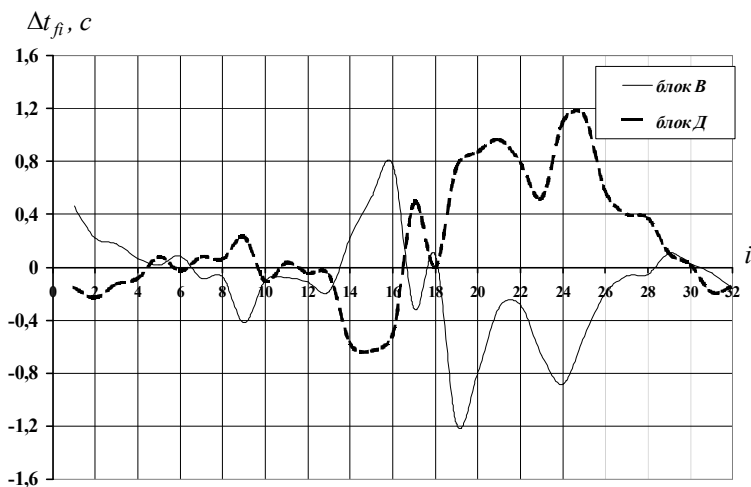


Рис. 1. Ошибки действия уровневых ч.э. в боковых блоках В и Д при выведении КА «Коро» 27.12.06 г.

Поэтому при пуске РН «Союз-2» с КА «Коро» погрешность внутриблочной синхронизации опорожнения баков окислителя и горючего одного из боковых блоков РН более чем вдвое превысила допустимое по ТЗ значение.

Примечание. Представляемые в статье результаты анализа пусков РН получены на основе использования методологии [2].

Выявленное возрастание ошибок измерения рассогласования объёмов компонентов топлива однозначно связывается с

влиянием боковых перегрузок РН на положение уровня жидкости в уровнемере горючего ББ, смещённом от оси бака (на 300 мм). Эти перегрузки оказываются тем сильнее, чем больше размеры ГО.

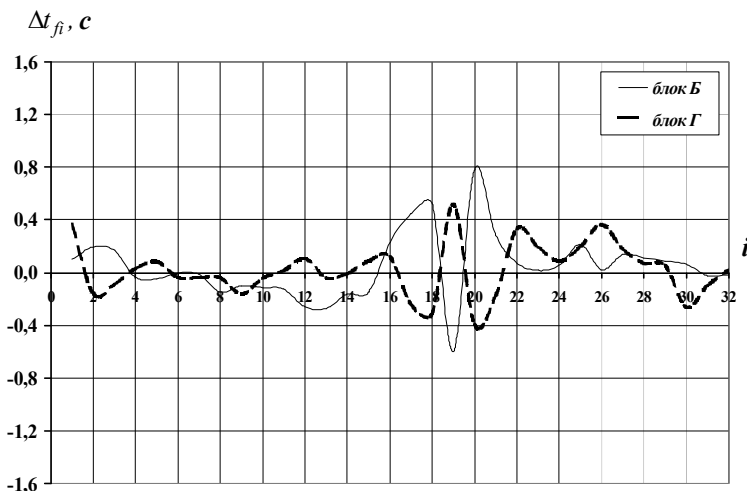


Рис. 2. Ошибки действия уровнемерных ч.э. в боковых блоках Б и Г при выведении КА «Метон» 27.10.06 г.

3. Постановка задачи

Выявленное по результатам пусков РН «Союз-2» в 2006г. существенное возрастание погрешностей действия уровнемеров СУРТ не сказалось на конечных результатах выведения КА – в силу располагаемого резерва в грузоподъёмности РН. Но следует иметь в виду, что:

1) уже в последующем пуске – при выведении изделия 14Ф137 – такого резерва не будет;

2) в перспективе совместной (с французским концерном) эксплуатации РН «Союз-2» [3] необходимо обеспечить дополнительное повышение надёжности выведения КА (при пусках с космодрома Гвианского космического центра (ГКЦ) в Куру).

В соответствии с положениями 1) и 2) формируется двух-этапная постановка следующей задачи.

1. В экстренном порядке *скорректировать параметрическое обеспечение* (ПО) работы СУРТ с тем, чтобы гарантировать выполнение требований по точности синхронизации опорожнения баков окислителя и горючего боковых блоков РН «Союз-2» в экстремальных условиях проявления «ветровой» составляющей равномерных ошибок.

2. К началу запусков РН «Союз-2» с космодрома ГКЦ в Курру *скорректировать программно-математическое обеспечение* (ПМО) работы СУРТ с тем, чтобы в тех же экстремальных условиях проявлений равномерных ошибок существенно снизить, в обеспечение надёжности работы жидкостных ракетных двигателей, отклонения (от номинала) соотношения расходов компонентов топлива.

4. Решение задачи

Этап 1. Представленные головной организацией-разработчиком РН «Союз-2» данные о предельных значениях той составляющей равномерных ошибок измерения объёмов *горючего* ББ, что обусловлена действием ветровых возмущений на автомат угловой стабилизации РН «Союз-2», приведены в графическом виде на рис. 3. Конечное влияние ветровых возмущений на погрешности действия равномерных *окислителя* ББ, расположенных строго по продольным осям баков ББ, оказалось пренебрежимо малым.

Полученные с учетом этих данных результаты статистического моделирования работы СУРТ с программно-математическим и параметрическим обеспечениями, использованными при пуске РН «Союз-2» в 2006 г., представлены на рис. 4 в виде графика, выделенного жирной линией. Из этого графика следует, что в пусках РН «Союз-2», проводимых без доработок ПМО или ПО СУРТ (либо доработок автомата угловой стабилизации изделия), вполне возможны двукратные пре-

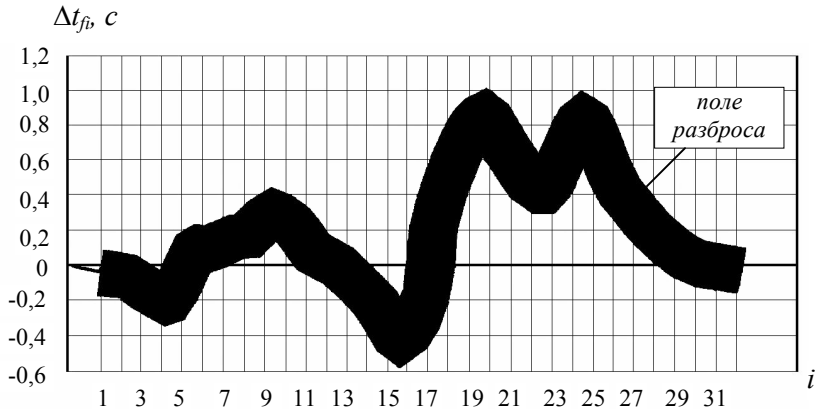


Рис. 3. Уровнемерные ошибки измерения объёмов горючего ББ, возникающие при отработке системой стабилизации РН «Союз-2» максимальных ветровых возмущений

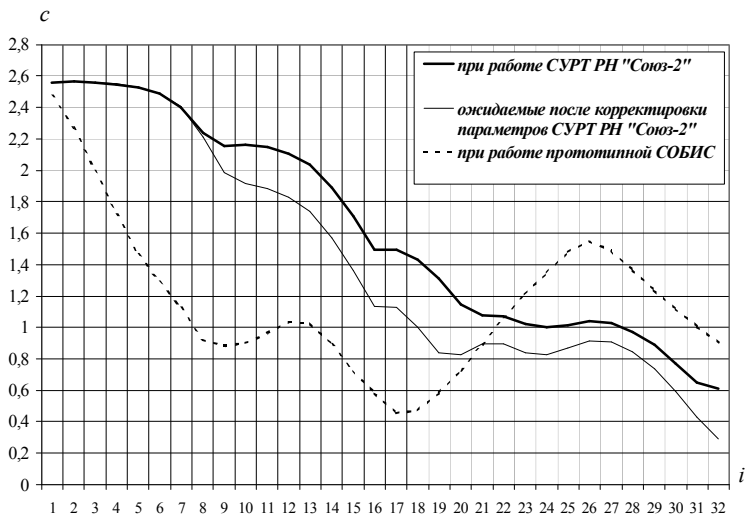


Рис. 4. Статистически предельные значения истинных рассогласований объёмов компонентов топлива в ББ

РН «Союз-2» при максимальных ветровых возмущениях

вышения истинными конечными рассогласованиями объемов компонентов топлива ББ допустимого по ТЗ значения. Впрочем, прототипная система (с аббревиатурой СОБИС) РН «Молния» и «Союз» в тех же условиях пуска и при таком же действии автомата угловой стабилизации «сработала» бы не лучше (см. график на рис. 4, выделенный пунктирной линией).

Разница же между СУРТ и СОБИС состоит в том, что «совершенствование» параметров СОБИС применительно к экстремальным условиям действия ветровых возмущений на изделие не может привести к сколько-нибудь заметному улучшению точностных характеристик внутриблочного регулирования опорожнения баков, а «совершенствование» параметров СУРТ – может: статистически предельное значение конечного рассогласования объемов компонентов топлива ББ на РН «Союз-2» при скорректированном по результатам моделирования ПО не превышает 0,29 с (допуск 0,3 с по ТЗ), но отклонения (от номинала K_V^B) соотношения объемных расходов компонентов топлива ББ при этом могут превысить допустимое значение (7,0%) на $\approx 1,0\%$. В реальном же пуске РН «Союз-2» (со скорректированным ПО) при выведении изделия 14Ф137, состоявшемся 26.07.08 г., конечные рассогласования объемов компонентов топлива ББ не превысили 0,06 с, а отклонения соотношения расходов компонентов топлива от номинала K_V^B не выходили за рамки допустимых значений.

Этап 2. Целесообразность совершенствования алгоритмов действия СУРТ боковых блоков РН «Союз-2» обуславливается неопределенностью знаний о величине и длительности действия «ветровых» составляющих уровнемерных рассогласований объемов компонентов топлива как при запусках с отечественных космодромов, так и особенно для планируемых пусков с космодрома ГКЦ в Куру, и, следовательно, негарантированностью полного парирования этих составляющих за счет только выбора параметров СУРТ ББ.

Конечно, можно было бы производить на борту РН формирование оценок возмущений, действующих в полете (с «очище-

нием» их от ошибок измерения на основе калмановской фильтрации). Однако это привело бы к резкому возрастанию (примерно на два порядка) объёма вычислений, выполняемых на борту для нужд СУРТ ББ.

Поэтому с целью минимизации изменений в уже отработанных бортовых алгоритмах СУРТ РН «Союз-2» предлагается дополнительно к основному управляющему сигналу СУРТ $K_{i\ell}$ ($i = 1, 2, \dots, 32$ – номер чувствительного элемента уровнемера ББ; $\ell = 2, 3, 4, 5$) для каждого ℓ -го ББ вычислять корректирующую поправку $\Delta\delta K_{i\ell}$ ($i = 1, 2, \dots, 32$; $\ell = 2, 3, 4, 5$). На рис. 1 и рис. 2 были представлены примеры ошибок уровнемерного измерения в ББ. Нетрудно заметить, что влияние боковой перегрузки приводит в баках горючего оппозитно расположенных ББ к появлению противоположных по знаку ошибок измерения. Данное обстоятельство позволяет по моментам срабатывания ч.э. в баках горючего оппозитных ББ формировать временное рассогласование $\Delta t_{r,i\ell}$ ($i = 1, 2, \dots, 32$; $\ell = 2, 3, 4, 5$) этих срабатываний и соответственно корректирующую поправку $\Delta\delta K_{i\ell}$. Формирование же нового уставочного для отработки системой РСК значения коэффициента соотношения объёмных расходов компонентов топлива $K_{i\ell}$ ($i = 1, 2, \dots, 32$; $\ell = 2, 3, 4, 5$) предполагается производить по следующему алгоритму:

$$(1) \quad K_{i\ell} := K_{i\ell} + K_V^B \Delta\delta K_{i\ell}, \quad i = 1, 2, \dots, 32,$$

$$(2) \quad \Delta\delta K_{i\ell} = \begin{cases} 0, & \text{при } \ell = 1 \text{ или } i = 1, \\ A_i^* (B_i^B \Delta t_{r,i\ell} - \Delta t_{r,(i-1)\ell}), & \text{при } \ell = 2, 3, \dots, 5 \text{ и } i > 1, \end{cases}$$

где $\Delta t_{r,i2} = (t_{r,i4} - t_{r,i2})/2$, $\Delta t_{r,i3} = (t_{r,i5} - t_{r,i3})/2$,

$$\Delta t_{r,i4} = (t_{r,i2} - t_{r,i4})/2, \quad \Delta t_{r,i5} = (t_{r,i3} - t_{r,i5})/2;$$

A_i^* – коэффициент усиления корректирующего контура; B_i^B – коэффициент «прицеливания» основного алгоритма СУРТ ББ.

Основную трудность в реализации предложенного подхода к совершенствованию алгоритмов действия СУРТ ББ доставляет выбор программы изменения коэффициента A_i^* . Дело в том, что

координата $\Delta t_{r.il}$ ($l = 2, 3, 4, 5$) зависит не только от поперечных перегрузок, действующих на изделие в полете I ступени, но и от основных (традиционных) возмущений, действующих на СУРТ боковых блоков (ошибки настройки двигателей, расходомеров, заправки баков и др.). На рис. 5 и рис. 6 в виде графиков представлены результаты статистического моделирования работы СУРТ ББ при выбранных параметрах корректирующего контура. Из этих графиков, свидетельствующих о возможности резкого (полуторакратного) снижения отклонений (от номинала) соотношения расходов компонентов топлива (с 8,0% до 5,2%) при высокоточной (с погрешностью 0,27 с) синхронизации опорожнения баков, следует обнадеживающий вывод по перспективам поддержания надёжности предстоящей эксплуатации РН «Союз-2».

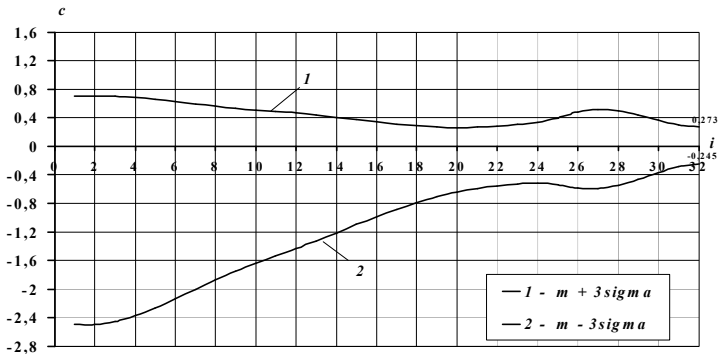


Рис. 5. Статистически предельные значения истинных рассогласований объёмов компонентов топлива в ББ РН «Союз-2» при действии ветровых возмущений и внутриблочном регулировании опорожнения баков с использованием корректирующей поправки (2)

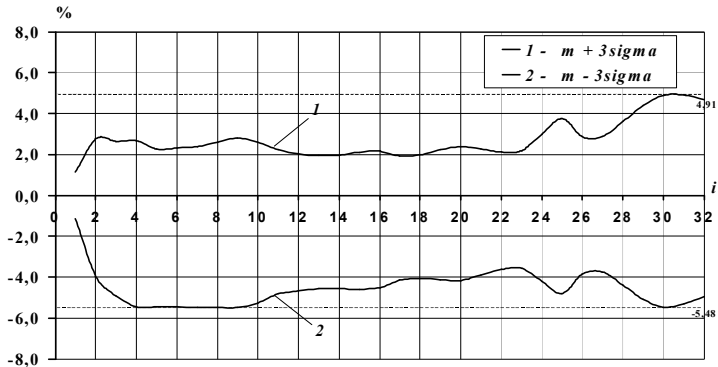


Рис. 6. Статистически предельные значения относительного отклонения (от номинала) объёмного соотношения расходов компонентов топлива в ББ РН «Союз-2» при действии ветровых возмущений и внутриблочном регулировании опорожнения баков с использованием корректирующей поправки (2)

5. Заключительное замечание

В статье изложены только конечные результаты поиска решения проблем управления, порождаемых возрастанием парусности РН. Возможности других решений тех же проблем, доставляемые средствами [1], оказались либо чрезмерно сложными в реализации, либо малоэффективными.

В качестве примера одного из отвергнутых решений второго типа можно привести вариант регулирования опорожнения баков с заменой (на интервале времени действия повышенных боковых перегрузок) уровнемерных данных об объёме горючего на текущие расходомерные их оценки: при вполне удовлетворительной терминальной точности регулирования опорожнения баков отклонения (от номинала) соотношения расходов компонентов топлива заметно вышли (см. рис. 7) за рамки допустимых значений.

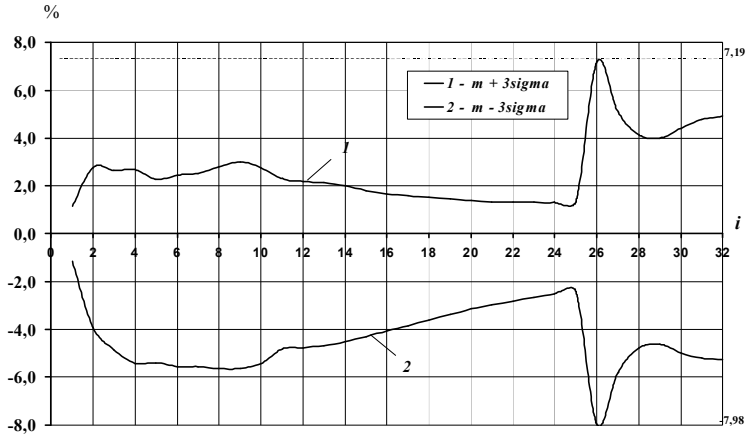


Рис. 7. Статистически предельные значения относительного отклонения (от номинала) объёмного соотношения расходов компонентов топлива в ББ РН «Союз-2» при действии ветровых возмущений и внутриблочном регулировании опорожнения баков с заменой (на интервале $12 < i < 25$) уровневых данных об объёме горючего на текущие расходомерные их оценки

Литература

1. АНДРИЕНКО А. Я., ИВАНОВ В. П. Совершенствование энергетических характеристик жидкостных ракет средствами автоматического управления. I, II // Проблемы управления. – 2009. – №№1, 2. – С. 66-71.
2. АНДРИЕНКО А. Я., ТРОПОВА Е. И., ЧАДАЕВ А. И. Опыт совершенствования методологии анализа работы бортовых систем управления ракет-носителей при их лётной эксплуатации // Сб. трудов международной конференции «Проблемы управления безопасностью сложных систем» МКПУ-IV. – 2009. – С. 1811-1821.
3. АФАНАСЬЕВ И. Подписан контракт на запуск первых «Союзов» из ГКЦ // Новости космонавтики. – 2007. – №8 (295). Том 17. – С. 50-51.
4. КОЗЛОВ Д. И. Основные направления модернизации косми-

ческих 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. – №9 (308). Том 18. – С. 34-36.

CONTROL PROBLEMS AT LAUNCHING TO ORBIT OF LARGE-SIZED PAYLOAD

Anatolii Andrienko, Institute of Control Sciences of RAS, Moscow, Laboratory Head, Doctor of Science, professor (Moscow, Prof-soyuznaya st., 65, (495) 334-88-71, vladguc@ipu.rssi.ru).

Elena Tropova, Institute of Control Sciences of RAS, Moscow, researcher, (495) 334-88-71.

Alexander Chadaev, Institute of Control Sciences of RAS, Moscow, Cand. Sc., Senior scientific worker, (495) 334-88-71.

Abstract: Several results are introduced of solving control problems that occurred during putting in service "Sojuz-2" launch vehicle with enlarged nose fairing.

Keywords: propellant-consumption control system, large-sized nose fairing, wind disturbance, level gauges errors.

*Статья представлена к публикации
членом редакционной коллегии В Г. Заскановым*