

УДК 621.48

DOI: 10.22213/2413-1172-2020-4-16-21

## Математическая модель критичности системы управления поворотным соплом твердотопливного ракетного двигателя

**Ф. А. Уразбахтин**, доктор технических наук, профессор, Воткинский филиал ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Воткинский филиал ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Россия

**А. Ю. Уразбахтина**, кандидат технических наук, доцент, Воткинский филиал ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Воткинский филиал ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Россия

*К системам управления соплами ракетных двигателей предъявляются специальные требования, жесткое соблюдение которых обеспечивает расчетную работоспособность данных устройств в условиях действия повышенных нагрузок при старте ракеты. В условиях такого старта в системе управления соплом неизменно возникает и развивается критичность. Появление такой критичности присуще системам автоматического управления. Развитие критичности может привести к изменению параметров системы управления за весьма малый отрезок времени. Например, критичность возникает при отработке угла поворотным соплом крупногабаритного твердотопливного ракетного двигателя. Изменения параметров устройств при старте могут находиться как в пределах допустимых значений, так и выходить за них, в таких случаях и развивается критичность.*

*В статье рассматривается возможность оценки критичности переходного процесса системы управления поворотным соплом ракетного двигателя в виде математической модели.*

*Оценку критичности предполагается проводить по значениям характеристик переходного процесса. Данные характеристики входят в 12 формул математической модели. Вычисленный по формуле результат – показатель (индикатор), характеризующий процесс развития критичности. Показатели нормированы так, чтобы определить ситуацию, при которой происходит нерасчетное развитие критичности. Значение показателя, близкое и превышающее 1, указывает на критичность.*

*На числовом примере показана методика использования математической модели для определения расчетного (с наибольшей вероятностью) развития критичности при работе поворотного сопла ракетного двигателя.*

**Ключевые слова:** сопло, параметры, показатели критичности, математическая модель, процесс, характеристика.

### Введение

Современные крупногабаритные твердотопливные двигатели на всех ступенях ракеты обладают возможностью управления направлением вектора тяги. Как известно, направление вектора тяги в ракетах определяется направлением движения потока продуктов горения. Из камеры двигателя изменение направления движения потока осуществляется с помощью поворотного управляющего сопла (ПУС). Сопло совместно с электрогидравлической машинкой и гидропитанием создает моменты поворота двигателя  $M_y(t)$  по углам тангажа, или рыскания –  $\delta(t)$ .

К управляющему соплу, входящему в состав стартовой ступени, предъявляются специальные требования, жесткое соблюдение которых обеспечивает расчетную работоспособность даже в условиях действия повышенных силовых и температурных нагрузок при минометном старте ракеты [1].

Поскольку условия старта ракеты отличаются повышенной теплонапряженностью [2], то в системе управления «ПУС – рулевая машинка» в период начала движения возникает и развивается критичность, названная в теории автоматического регулирования переходным процессом.

В ходе развития этой критичности происходит смена состояния системы управления. В штатном режиме осуществляется переход сопла от неподвижного состояния в стационарный (установившийся) режим. На практике работа ПУС в твердотопливных ракетах может иметь колебательный характер, и развитие критичности может привести к повороту сопла на чрезмерно большой угол либо изменению угловой скорости или ускорения за весьма малый отрезок времени [3]. В конечном итоге из-за чрез-

мерной инерционности произойдет нерасчетный поворот ракеты вокруг собственной оси.

С точки зрения эксплуатации необходимо, чтобы развитие возникающей критичности происходило в штатном режиме. Это достигается только в случае, когда значения характеристик сопла в период развития критичности будут находиться в диапазоне, соответствующем техническим требованиям. Для достижения этой цели необходим контроль развития критичности, для осуществления которого предлагается математическая модель работы ПУС.

**Цель исследования** – создание математической модели критичности.

**Математическая модель критичности**

Критичностью является процесс, при котором в системе происходит исчерпание возможностей сопротивления внешним воздействиям данного вида. Такие процессы заканчиваются ситуациями, когда хотя бы одна характеристика, оценивающая излучение отдельного свойства, принимает предельное значение. На этом допущении и создадим математическую модель критичности.

Основу математической модели развития критичности в виде переходного процесса при повороте ПУС твердотопливной ракеты составляет уравнение углового движения [4, 5]

$$J \delta''(t) + c_{\delta 1} \delta'(t) + c_{\delta} \delta(t) = M_H(t), \quad (1)$$

где  $\delta(t)$  – угол отклонения.

Из (1) находятся основные функции критичности на интервале  $[0, x_1]$ :

– угол поворота

$$\delta(t) = \delta_{уст} \left[ 1 - \frac{1}{\sqrt{1-\varepsilon^2}} e^{-\varepsilon \omega_0 t} \right] \sin(\omega t + \psi); \quad (2)$$

– угловая скорость

$$\delta'(t) = \delta \frac{\omega_0^2}{\omega} e^{-\varepsilon \omega_0 t} \sin(\omega t); \quad (3)$$

– угловое ускорение

$$\delta''(t) = \delta_{уст} \frac{\omega_0^2}{\omega} e^{-\varepsilon \omega_0 t} [\omega \cos(\omega t) - \varepsilon \omega_0 \sin(\omega t)], \quad (4)$$

где  $\psi = \text{atctg} \frac{\sqrt{1-\varepsilon^2}}{\varepsilon}$ ;  $\omega_0 = \frac{1}{T}$  – область сопряжения низкочастотной и высокочастотной областей системы;  $\omega = \omega_0 \sqrt{1-\varepsilon^2}$  – частота собственных колебаний системы;  $\varepsilon = \frac{c_{\delta 1}}{2\sqrt{Jc_{\delta}}}$  – коэф-

фициент относительного демпфирования;  $\delta_{уст}$  – установившееся значение угла поворота ПУС после окончания критичности [6].

Как известно [7], переходные процессы в системах автоматического регулирования могут иметь монотонный аperiodический или колебательный характер (рис. 1).

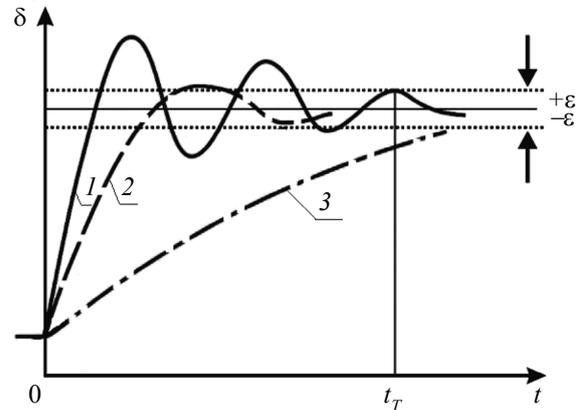


Рис. 1. Характер переходного процесса системы автоматического регулирования: 1 – колебательный; 2 – малоколебательный; 3 – аperiodический

Fig. 1. Nature of the transient process of the automatic control system: 1 - oscillating; 2 - a little oscillatory; 3 - aperiodic

Опасным развитием критичности для чрезмерно энергоемких и инерционных устройств является процесс с колебательным характером. Именно к таким устройствам относится ПУС ракеты.

При колебательном характере (кривая 1 на рис. 1) возникают перерегулирования [8]. При колебательном характере (кривая 2 на рис. 1) критичность может возникнуть из-за допустимого перерегулирования. В то же время аperiodический характер поведения (кривая 3 на рис. 1) имеет особенность – угол поворота может оказаться меньше установившегося значения в момент окончания критичности.

Математическую модель критичности в виде переходных процессов в сопле ракеты представим в виде конечного множества показателей критичности [9]

$$\Phi = \{y_i, i = 1, n\}. \quad (5)$$

Показатели критичности в множестве (5) являются индикаторами – количественными оценками степени достижения предельного (нештатного) состояния сопла при работе ракетного двигателя. Эти оценки в математической модели критичности  $y_i$  представляются

в виде сравнения каждой характеристики переходного процесса с предельными значениями, которые установлены техническими требованиями на работу ПУС.

Показатели критичности  $y_i$  являются функциями от параметров  $x_i$ . В предлагаемой математической модели параметрами являются (рис. 2) [10, 11]:  $x_1, x_2$  – время начала и окончания критичности;  $x_3, x_4$  – достижение максимальных скорости и угла поворота сопла;  $x_5$  – действительное перерегулирование системы управления ПУС;  $x_6$  – отношение относительного демпфирования и перерегулирования;  $x_7, x_8$  – амплитуды колебаний угловой скорости и ускорения управляющего сопла;  $x_9$  – действительное количество колебаний в ходе развития критичности;  $x_{10}$  – коэффициент относительного демпфирования;  $x_{11}$  – частота собственных колебаний системы «ПУС – рулевая машинка»;  $x_{12}$  – заданный угол поворота сопла.

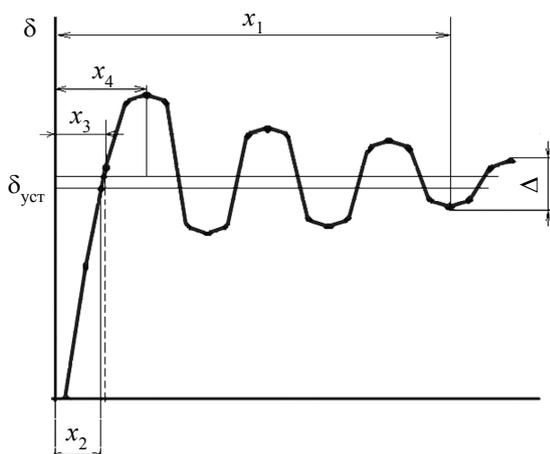


Рис. 2. Развитие критичности в виде переходного процесса при работе ПУС

Fig. 2. Criticality development in the form of transient process during CCP operation

Обычно предельные значения основного параметра  $x_i = x_{i_{\min}} \dots x_{i_{\max}}$  в математической модели устанавливаются техническими требованиями на работу управляющего сопла.

Считается, что сопло находится в предельном (нештатном) состоянии, если значение хотя бы одного параметра не находится в диапазоне  $x_i = x_{i_{\min}} \dots x_{i_{\max}}$ . В этих случаях значение соответствующего показателя критичности становится равным 1,0.

В свою очередь, основные параметры  $x_i$  являются функциями от  $\Delta, \Delta_1, \delta_{уст}, c_{\delta 1}, c_{\delta}, J, M_n, \omega_1, \omega_2$ .

В математической модели критичности системы управления ПУС используются следующие параметры [12, 13]:  $\Delta$  – допуск на установившееся значение угла поворота  $\delta(t)$  после окончания критичности;  $\delta_{уст}$  – установившееся значение угла поворота сопла;  $c_{\delta 1}$  – коэффициент демпфирующей составляющей шарнирного момента;  $c_{\delta}$  – коэффициент позиционной составляющей шарнирного момента;  $J$  – приведенный момент инерции сопла относительно оси качания;  $M_n(t)$  – максимальный нагрузочный момент, создаваемый приводом рулевой машинки;  $\Delta_1$  – погрешность установки угла поворота сопла;  $\omega_1, \omega_2$  – частоты 1-го и 2-го тонов собственных колебаний системы «ПУС – рулевая машинка».

Значения показателей критичности в (5) определяются выражением

$$y_i = \begin{cases} 0,5 & \text{при } D_i \leq 0,5, \\ 1,0 & \text{при } D_i \geq 1,0, \\ D_i & \text{при } 1,0 > D_i > 0,5, \end{cases}$$

где значение  $y_i = 0,5$  соответствует случаю отсутствия критичности либо только началу ее наступления. При  $y_i = 1,0$  имеет место нерасчетное развитие критичности переходного процесса в работе сопла.

Выражение  $D_i$  в этих показателях является функциями  $D_i = j(x_i, x_{i_{\min}}, x_{i_{\max}})$ . Например, для показателя критичности  $y_7$  выражение этой функции имеет вид

$$D_7 = 1 - 2 \frac{x_7}{x_{7_{\max}}} + 2 \left( \frac{x_7}{x_{7_{\max}}} \right)^2,$$

где  $x_7 = \delta \frac{\omega_0^2}{\omega} e^{-\varepsilon \omega_0 t_1}$ ;  $t_1 = \frac{1}{\omega} \arctg \frac{\varepsilon}{\sqrt{1 - \varepsilon^2}}$ ;  $x_{7_{\max}}$  – максимально допустимая угловая скорость поворота сопла [14].

Показатели  $y_i$  отражают развитие критичности по следующим характеристикам переходного процесса.

Важным для работы поворотного сопла является продолжительность развития критичности  $x_1$ . Если она соответствует предельному значению ( $x_{1_{\min}}$  или  $x_{1_{\max}}$ ), то тогда будет иметь место нерасчетная критичность, и значение показателя  $y_1$  становится равным 1 [15].

Особенно важными при возникновении критичности являются временные характеристики: начало проявления колебательного характера; моменты достижения максимальной скорости

поворота или амплитуды колебаний. Соответственно, для этих характеристик в математической модели определены показатели критичности:  $y_2$  – по моменту времени начала проявления колебательного характера критичности;  $y_3$  – по времени достижения максимальной скорости поворота управляющего сопла;  $y_4$  – по моменту достижения углом поворота рулей управляющего сопла максимальной амплитуды колебаний.

В математической модели критичности поворотного управляющего сопла учтены также изменения таких характеристик колебательного процесса, как перерегулирование системы управления (показатель  $y_5$ ); количество колебаний, произошедших в ходе развития критичности (показатель  $y_9$ ); декремент колебаний системы управления «ПУС – рулевая машинка» (показатель  $y_{10}$ ), а также соотношение между демпфированием и перерегулированием (показатель  $y_6$ ).

Работоспособность поворотного сопла в ходе проявления критичности в математической модели отражена такими показателями, как изменение угловой скорости поворота ПУС ( $y_7$ ), углового ускорения ( $y_8$ ), наличия вибростойкости ( $y_{11}$ ), статистической ошибки ( $y_{12}$ ).

Такова математическая модель критичности в виде переходного процесса при повороте управляющего сопла. Она позволяет решать различные задачи исследования развития критичности при повороте сопла, в частности выявление влияния параметров на процесс развития переходного процесса; определение наиболее значимых факторов на возникновение критичности; определение параметров, при которых развитие критичности происходит в штатном режиме.

Рассмотрим пример. Допустим, согласно техническим требованиям установлены следующие предельные значения параметров ПУС для гипотетического твердотопливного двигателя:

$$\begin{aligned} x_1 &= 0,0 \dots 0,5 \text{ с}; & x_2 &= 0,0 \dots 0,5 \text{ с}; \\ x_3 &= 0,0 \dots 0,057 \text{ с}; & x_4 &= 0,029 \dots 3,170 \text{ с}; \\ x_5 &= 0,0 \dots 3,0; & x_6 &= 0,0 \dots 0,51; \\ x_7 &= 0,0 \dots 10,0 \text{ рад/с}; & x_8 &= 0,0 \dots 1,0 \text{ рад/с}^2; \\ x_9 &= 0,0 \dots 3,0; & x_{10} &= 0,026 \dots 0,158; \\ x_{11} &= 0,0 \dots 60,0 \text{ рад/с}; & x_{12} &= 0,0 \dots 2,05 \text{ с}. \end{aligned}$$

При этом конструкция сопла характеризуется следующими значениями параметров:

$$\begin{aligned} \delta_{уст} &= 0,11 \text{ рад}; & c_{\delta 1} &= 380 \frac{\text{кг} \cdot \text{м}^2}{\text{с}}; \\ c_{\delta} &= 205 \frac{\text{кН} \cdot \text{м}}{\text{рад}}; & J &= 68 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; & M_n &= 21 \text{ кН} \cdot \text{м}^2; \\ \omega_1 &= 100; & \omega_2 &= 400; & \omega_3 &= 800; & \Delta_1 &= 0,02; \\ \Delta_S &= 0,2; & J_c &= 67,3995 \text{ кг} \cdot \text{м}^2. \end{aligned}$$

### Полученные результаты и их обсуждение

В результате расчета с использованием данной математической модели получены данные, представленные в таблице.

#### Результаты расчета показателей критичности в работе ПУС

#### Results of calculation of criticality indicators in operation of rotary control nozzle

$y_i$	Значение $y_i$	$y_i$	Значение $y_i$	$y_i$	Значение $y_i$
$y_1$	0,859	$y_5$	0,765	$y_9$	0,556
$y_2$	0,504	$y_6$	0,836	$y_{10}$	0,831
$y_3$	0,500	$y_7$	0,504	$y_{11}$	0,624
$y_4$	0,982	$y_8$	0,822	$y_{12}$	0,990

Проведенные расчеты позволяют утверждать следующее.

1. На соответствие расчетной критичности указывает показатель  $y_3 = 0,50$ , который характеризует переходный процесс с точки зрения скорости поворота  $\delta(t)$ .

2. Наибольшее удаление от расчетного развития критичности наблюдается по отклонению установившегося угла поворота  $\delta_{уст}$  от заданного  $\delta^*$ , на что указывает показатель  $y_{12} = 0,99$ .

3. Осредненное значение показателей критичности составляет  $y_{cp} = 0,731$ . При этом наихудший показатель –  $y_{12}$ , который отличается от осредненного значения  $y_{cp}$  на 35,4 %.

Для данного ПУС последовательность показателей по степени приближения к нерасчетному развитию критичности имеет вид

$$y_{12} > y_4 > y_1 > y_6 > y_{10} > y_8 > y_5 > y_{11} > y_9 > y_7 > y_2 > y_3.$$

Если принять в качестве интегральной характеристики критичности выражение  $Y = \sum_{i=1}^{12} y_i$ , то

для нашего примера имеем  $Y = 8,773$ .

Заметим, что наилучшему развитию критичности соответствует значение этой характеристики  $Y_{min} = 6$ ; наихудшему –  $Y_{max} = 12$ , при котором имеет место случай, когда хотя бы один показатель критичности принимает значение  $y_i = 1$ .

### Выводы

1. Создана математическая модель критичности в виде переходного процесса, основанная на количественном анализе характеристик систем автоматического регулирования.

2. Доказано, что развитие таких критичностей многовариантно. Тем не менее для успешного функционирования объектов необходимо

обеспечить полное выполнение предварительно составленных технических требований на эксплуатацию.

### Библиографические ссылки

1. Поворотные управляющие сопла РДТТ: конструкция, расчет и методы отработки / Ю. С. Соломонов, А. М. Евгеньев, В. И. Петрусов [и др.]. М. : Физматлит, 2019. 143 с. ISBN 978-5-9221-1828-6.

2. Уразбахтин Ф. А., Коренев А. А. Работоспособность воспламенительного устройства крупногабаритного РДТТ с позиций теории критических ситуаций. М. : Инфра-Инженерия, 2017. 432 с. ISBN 978-5-9729-0177-7.

3. Хмелева А. В., Уразбахтин Ф. А. Отказ как следствие развития критических ситуаций элементов ракетной техники // Интеллектуальные системы в производстве. 2011. № 1 (17). С. 157–165.

4. Сихарулидзе Ю. Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов : монография. М. : Лаборатория знаний, 2015. 408 с. ISBN 978-5-9963-2982-3.

5. Костиков Ю. В., Сумнительный Н. В., Рязанов Р. С. Алгоритм расчета кинематических характеристик эластично-опорного шарнира поворотного сопла ракетного двигателя твердого топлива // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. № 6 (78). С. 18–22. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-6-1768.

6. Исследование способов отклонения вектора тяги в эжекторных и поворотных соплах / С. Б. Воробьев, Ю. М. Клецов, В. В. Мышенков, Е. В. Мышенкова // Вестник Нижегородского университета им. Н. И. Лобачевского. 2011. № 4-3. С. 692–693.

7. Гайдук А. Р. Теория и методы аналитического синтеза систем автоматического управления (полиномиальный подход) : монография. М. : Физматлит, 2012. 360 с. ISBN 978-5-9221-1424-0.

8. Шестаков А. Л. Методы теории автоматического управления в динамических измерениях : монография. Челябинск : Изд. центр ЮрГУ, 2013. 257 с. ISBN 978-5-696-04468-2.

9. Уразбахтин Ф. А., Уразбахтина А. Ю. Основные положения теории критических ситуаций при исследовании технических объектов, используемых в ракетной технике // Наука Удмуртии. 2019. № 3 (89). С. 60–63.

10. Бондаренко А. С., Деменев Д. Н., Зайцев Н. Н. Учет требований системы управления полетом при анализе конструктивных вариантов поворотного управляющего сопла // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2013. № 34. С. 64–77.

11. Ермаков С. А., Лалабеков В. И., Самсонович С. Л. Оценка эффективности энергетических показателей газогидравлического рулевого привода, предназначенного для управления поворотным соплом с эластичным шарниром РДТТ // Известия ТулГУ. Технические науки. 2017. Вып. 12. Ч. 3. С. 185–196.

12. Органы управления вектором тяги твердотопливных ракет: расчет, конструктивные особенности, эксперимент / Р. В. Антонов, В. И. Гребенкин,

Н. П. Кузнецов [и др.]. М. ; Ижевск : Регулярная и хаотическая динамика, 2006. 552 с. ISBN 5-93972-550-3.

13. Твердотопливные регулируемые двигательные установки / Ю. С. Соломонов, А. М. Липанов, А. В. Алиев [и др.]. М. : Машиностроение, 2011. 416 с. ISBN 978-5-94275-601-7.

14. Зайцев Н. Н., Наберухин Д. Г., Пьянков Д. А. Перемещение штока и изменение момента усилия рулевых машин при отклонениях поворотного управляющего сопла // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2016. № 46. С. 108–125. DOI: 10.15593/2224-9982/2016.46.06.

15. Испытания ракетных двигателей твердого топлива / Н. П. Кузнецов, В. И. Черепов, А. Е. Калинин [и др.]. М. ; Ижевск : Регулярная и хаотическая динамика, 2011. 668 с. ISBN 978-5-93972-874-4.

16. Уразбахтин Ф. А., Уразбахтина А. Ю. Критичность и живучесть объектов познания // Вестник ИжГТУ имени М. Т. Калашникова. 2018. Т. 21, № 3. С. 172–178. DOI: 10.22213/2413-1172-2018-3-172-178.

### References

1. Solomonov Yu.S., Evgen'ev A.M., Petrushev V.I., Smirnov M.G. *Povorotnye upravlyayushchie sopla RDTT: konstruktziya, raschet i metody otrabotki* [Rotary control nozzles of RDTT: design, calculation and working methods]. Moscow, Fizmatgiz Publ., 2019, 143 p. (in Russ.). ISBN 978-5-9221-1828-6.

2. Urazbakhtin F.A., Korenev A.A. *Rabotosposobnost' vosplamenitel'nogo ustroystva krupnogabaritnogo RDTT s pozitsii teorii kriticheskikh situatsii* [Operability of large-size ARDIT igniter device from the positions of critical situations theory]. Moscow, Infra-Inzheneriya Publ., 2017, 432 p. (in Russ.). ISBN 978-5-9729-0177-7.

3. Khmeleva A.V., Urazbakhtin F.A. [Failure as a consequence of the development of critical situations of missile equipment elements]. *Intellektual'nye sistemy v proizvodstve*, 2011, no. 1, pp. 157-165 (in Russ.).

4. Sikharulidze Yu.G. *Ballistika i navedenie letatel'nykh apparatov* [Ballistics and guidance of aircraft]. Moscow, Laboratoriya znaniy Publ., 2015, 408 p. (in Russ.). ISBN 978-5-9963-2982-3.

5. Kostikov Yu.V., Sumnitel'nyi N.V., Ryazanov R.S. [Algorithm for calculation of kinematic characteristics of elastic-support hinge of rotary nozzle of solid propellant rocket engine]. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*, 2018, no. 6, pp. 18-22 (in Russ.).

6. Vorob'ev S.B., Klestov Yu.M., Myshenkov V.V., Myshenkova E.V. [Investigation of methods of thrust vector deflection in ejector and rotary nozzles]. *Vestnik Nizhegorodskogo universiteta im. N. I. Lobachevskogo*, 2011, no. 4-3, pp. 692-693 (in Russ.).

7. Gaiduk A.R. *Teoriya i metody analiticheskogo sinteza sistem avtomaticheskogo upravleniya (polinomial'nyi podkhod)* [Theory and methods of analytical synthesis of automatic control systems (polynomial approach)]. Moscow, Fizmatgiz Publ., 2012, 360 p. (in Russ.). ISBN 978-5-9221-1424-0.

8. Shestakov A.L. *Metody teorii avtomaticheskogo upravleniya v dinamicheskikh izmereniyakh* [Methods of automatic control theory in dynamic measurements]. Chelyabinsk, YurGU Publ., 2013, 257 p. (in Russ.).
9. Urazbakhtin F.A., Urazbakhtina A.Yu. [Basic provisions of critical situation theory in the study of technical objects used in rocketry]. *Nauka Udmurtii*, 2019, no. 3, pp. 60-63 (in Russ.).
10. Bondarenko A.S., Demenev D.N., Zaitsev N.N. [Consideration of flight control system requirements when analyzing design variants of rotary control nozzle]. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2013, no. 34, pp. 64-77 (in Russ.).
11. Ermakov S.A., Lalabekov V.I., Samsonovich S.L. [Evaluation of efficiency of power parameters of gas-hydraulic steering drive designed for control of rotary nozzle with RDTT elastic hinge]. *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskie nauki*, 2017, vol. 12, no. 3, pp. 185-196 (in Russ.).
12. Antonov R.V., Grebenkin V.I., Kuznetsov N.P., Makrushin B.S., Cherepov V.I., Khramov S.N. *Organy upravleniya vektorom tyagi tverdotoplivnykh raket: raschet, konstruktivnye osobennosti, ehksperiment* [Solid propellant rocket thrust vector controls: calculation, design features, experiment]. Moscow - Izhevsk, Regul'yarnaya i khaoticheskaya dinamika Publ., 2006, 552 p. (in Russ.). ISBN 5-93972-550-3.
13. Solomonov Yu.S., Lipanov A.M., Aliev A.V., Dorofeev A.A., Cherepov V.I. *Tverdotoplivnye reguliruemye dvigatel'nye ustanovki* [Solid fuel adjustable propulsion systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2011, 416 p. (in Russ.). ISBN 978-5-94275-601-7.
14. Zaitsev N.N., Naberukhin D.G., P'yankov D.A. [Rod movement and change of steering machine force moment at deflections of rotary control nozzle]. *Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2016, no. 46, pp. 108-125 (in Russ.). DOI: 10.15593/2224-9982/2016.46.06.
15. Kuznetsov N.P., Cherepov V.I., Kalinnikov A.E., Akhtulov A.L., Nikolaev V.A., Khramov S.N., Isakov V.G., Smirnov M.G. *Ispytaniya raketnykh dvigatelei tverdogo topliva* [Tests of solid propellant rocket engines]. Moscow - Izhevsk, Regul'yarnaya i khaoticheskaya dinamika Publ., 2011, 668 p. (in Russ.). ISBN 978-5-93972-874-4.
16. Urazbakhtin F.A., Urazbakhtina A.Yu. [Criticality and survivability of objects of knowledge]. *Vestnik IzhGTU imeni M. T. Kalashnikova*, 2018, vol. 21, no. 3, pp. 172-178 (in Russ.). DOI: 10.22213/2413-1172-2018-3-172-178.

### Mathematical Model of Criticality of Control System for Rotary Nozzle of Solid-Propellant Rocket Engine

F.A. Urazbakhtin, DSc in Engineering, Professor, Votkinsk Branch of Kalashnikov ISTU, Votkinsk, Russia

A.Yu. Urazbakhtina, PhD in Engineering, Associate Professor, Votkinsk Branch of Kalashnikov ISTU, Votkinsk, Russia

*Control systems of rocket engine nozzles are subject to special requirements, strict compliance of which ensures the design operability of these devices in conditions of increased loads during missile launch. At the conditions of such a start, the criticality inevitably generates and develops in the nozzle control system. The occurrence of such criticality is inherent to automatic control systems. The development of criticality can lead to changes in the control system's parameters for a very short time period. For example, criticality occurs when an angle is worked out by a rotary nozzle of a large-sized solid-propellant rocket engine. Changes in device parameters at the launch can be both within allowable values and beyond them; in such cases, criticality is developing.*

*The paper considers the possibility of assessing such a criticality of the transient process of the rocket engine rotary nozzle's control system in the form of a mathematical model.*

*Each criticality is to be evaluated according to the values of the transient characteristics. These characteristics are included in 12 formulas of the mathematical model. The result calculated by the formula is an indicator characterizing the process of criticality development. Indicators are rated in such a way as to determine the situation in which non-calculated development of criticality occurs. The value of the indicator, which is close to and exceeds 1, indicates the criticality.*

*The numerical example shows the technique of using a mathematical model to determine the calculated (most likely) development of criticality during a rocket engine rotary nozzle operation.*

**Keywords:** nozzle, parameters, criticality indices, mathematical model, process, characteristic.

Получено 11.06.2020

#### Образец цитирования

Уразбахтин Ф. А., Уразбахтина А. Ю. Математическая модель критичности системы управления поворотным соплом твёрдотопливного ракетного двигателя // Вестник ИжГТУ имени М. Т. Калашникова. 2020. Т. 23, № 4. С. 16–21. DOI: 10.22213/2413-1172-2020-4-16-21.

#### For Citation

Urazbakhtin F.A., Urazbakhtina A.Yu. [Mathematical Model of Criticality of Control System for Rotary Nozzle of Solid-Propellant Rocket Engine]. *Vestnik IzhGTU imeni M.T. Kalashnikova*, 2020, vol. 23, no. 4, pp. 16-21 (in Russ.). DOI: 10.22213/2413-1172-2020-4-16-21.