

УДК 629.7.062

А.С. Бондаренко, Д.Н. Деменев, Н.Н. Зайцев

Пермский национальный исследовательский политехнический университет

УЧЕТ ТРЕБОВАНИЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ ПРИ АНАЛИЗЕ КОНСТРУКТИВНЫХ ВАРИАНТОВ ПОВОРОТНОГО УПРАВЛЯЮЩЕГО СОПЛА

Для создания управляющих моментов на ракету в конструкции ракетных двигателей на твердом топливе используются поворотные управляющие сопла (ПУС), отклоняемые рулевыми приводами (РП) по командам системы управления (СУ) полетом. Массогабаритные и динамические характеристики конструктивного исполнения системы ПУС – РП в значительной степени влияют как на конструктивное совершенство двигателя и ракеты, так и на динамическое качество процессов управления полетом. Таким образом, проектанту поворотного управляющего сопла при сравнительном анализе конструктивных вариантов необходимо учитывать как массогабаритные характеристики системы ПУС – РП в составе двигателя, так и ее динамические свойства в аспекте требований СУ полетом. Особенность ситуации в том, что массогабаритные показатели рулевого привода определяются величинами необходимых для отклонений ПУС момента и мощности, которые могут быть определены только при законах и параметрах движения сопла, обусловленных командами системы управления полетом. Соответственно, в статье рассматриваются возможные подходы к учету требований СУ полетом в условиях сложившейся практики начальной стадии проектного анализа конструктивной эффективности альтернативных вариантов системы ПУС – РП.

Ключевые слова: поворотное управляющее сопло, проектный анализ конструктивных вариантов, требования системы управления полетом, рулевой привод сопла, динамическое качество управления, нагрузочная механическая характеристика.

A.S. Bondarenko, D.N. Demenev, N.N. Zaytsev

Perm National Research Polytechnic University

TAKING INTO CONSIDERATION THE REQUIREMENTS OF THE FLIGHT CONTROL SYSTEM IN THE ANALYSIS OF CONSTRUCTIVE VARIANTS FOR SWIVEL CONTROL NOZZLE

The design of solid propellant rocket engine includes the swivel control nozzle to generate the control moments for rocket. The nozzle is being deflected by the steering actuator according to commands of the flight control system. Mass-dimensional and dynamic characteristics of constructive realization of the system "nozzle – actuator" substantially influence both perfection of design of the engine and the rocket, and on dynamic quality of flight control processes. Thus, the designer of a swivel control nozzle is to take into consideration both mass-dimensional characteristics of the system "nozzle – actuator" in structure of the engine, and its dynamic properties in aspect of requirements of the flight con-

trol system in the comparative analysis of constructive variants. The feature of this situation is that mass-dimensional parameters of the steering actuator are being determined by the magnitudes of the moment and power is necessary for deflections of the nozzle. These magnitudes can be determined only by laws and parameters of the nozzle movements, which are being determined by commands of the flight control system. The article is devoted to research of possible approaches to taking into consideration requirements of the flight control system in conditions of the usual practice for an initial stage of the analysis of constructive efficiency of alternative variants of system "nozzle – actuator".

Keywords: swivel control nozzle, analysis of constructive variants, requirements of flight control system, steering actuator of nozzle, dynamic quality of control, loading mechanical characteristic.

Для управления движением твердотопливных ракет по тангажу и рысканию широко применяются поворотные управляющие сопла как органы управления вектором тяги ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ) по направлению. Для отклонения ПУС используются рулевые приводы, включающие в качестве исполнительных силовых элементов электрогидравлические рулевые машины (РМ) с автономным или централизованным гидропитанием [1]. Соответственно, проектировщику РДТТ приходится решать задачу нахождения таких конструктивных вариантов системы ПУС – РП, которые удовлетворяли бы требованиям со стороны РДТТ, как к части его конструкции, и со стороны системы управления (СУ) полетом, как к ее исполнительному устройству (динамическому звену).

Основным требованием двигателя к системе ПУС – РП являются ее минимальные массогабаритные характеристики, так как масса системы ПУС – РП может достигать в массе двигательной установки от 15 % для первых до 25 % для верхних ступеней ракеты [1]. Поскольку определяющей функцией сопла является формирование силы тяги двигателя, то задача минимизации массогабаритных показателей относится к конструкции узла подвеса ПУС и компоновке элементов рулевого привода.

Массогабаритные характеристики РП определяются нагрузочным моментом и мощностью, соответственно создаваемым и потребляемой ПУС при движении по закону и с параметрами, обеспечивающими необходимое динамическое качество процессов управления полетом [2].

Таким образом, при проектном анализе альтернативных конструктивных вариантов ПУС проектировщик должен оценивать их конструктивное совершенство с учетом массогабаритных характеристик рулевого привода. Особенность решения такой задачи в том, что для каждого конструктивного варианта ПУС по его нагрузочному моменту и потребляемой мощности либо подбирается привод из существующей

номенклатуры РП с известными массогабаритными характеристиками [1], либо эти характеристики прогнозируются, а в дальнейшем закладываются в техническое задание на проектирование РП [3].

В любом из этих случаев возникает задача обоснованного проектного анализа нагрузочного момента и потребляемой мощности ПУС, что может быть выполнено только при учете требований СУ полетом к динамическим и энергетическим характеристикам системы ПУС – РП как к своему исполнительному динамическому звену. Для решения этой задачи должны быть определены соответствующие динамике переходных режимов СУ полетом закон и параметры движения ПУС, а также математическая модель шарнирного момента ПУС [4].

В аспекте управления полетом ракеты с требуемым динамическим качеством система ПУС – РП должна обладать соответствующим быстродействием, которое принято характеризовать шириной полосы пропускаемых без существенных искажений по амплитуде и фазе основных частот командных сигналов СУ. Быстродействие системы ПУС – РП определяют ее конструктивные параметры, непосредственно влияющие на вид и динамику переходных режимов в системе. Эти режимы должны быть энергетически обеспечены соответствующей мощностью привода, увеличение которой ведет к росту габаритных размеров и массы источников энергии.

Наиболее энергоемким процессом в системе ПУС – РП является угловое движение сопла [1, 5]. Соответственно, потребные мощность и момент РП определяются законами и параметрами движения ПУС, а также структурой и величинами составляющих его шарнирного момента.

Уравнение движения ПУС в плоскости качания имеет вид

$$J\ddot{\delta}(t) = M_{\text{РП}}(t) - \sum_i M_i(t), \quad (1)$$

где δ – угол отклонения сопла; J , $M_{\text{РП}}$, M_i – приведенные к оси качания ПУС соответственно момент инерции его подвижной части и кинематически связанных с ней элементов конструкции, момент РП и составляющие шарнирного момента.

На стадии проектного анализа с учетом характерных для ПУС небольших углов качания уравнение (1) может быть представлено в линеаризованном относительно нейтрального положения сопла виде

$$J\ddot{\delta}(t) + c_{\dot{\delta}}\dot{\delta}(t) + c_{\delta}\delta(t) = c_F F(t), \quad (2)$$

где F – усилие, создаваемое РМ привода для отклонения ПУС по команде $r(t)$ СУ полетом,

$$F(t) = k_r r(t); \quad (3)$$

$c_{\delta}, c_{\dot{\delta}}$ – коэффициенты соответственно позиционных и демпфирующих составляющих шарнирного момента; c_F – коэффициент момента РП, учитывающий в том числе количество и компоновку на сопле рулевых машин, используемых для качания ПУС.

В теории автоматического управления уравнение (2) классифицируется как типовое динамическое звено 2-го порядка (колебательное звено при $0 < \xi < 1$):

$$T^2\ddot{\delta}(t) + 2\xi T\dot{\delta}(t) + \delta(t) = Kr(t), \quad (4)$$

где $T = \sqrt{\frac{J}{c_{\delta}}}$ – постоянная времени; $\xi = \frac{1}{2} \frac{c_{\dot{\delta}}}{\sqrt{Jc_{\delta}}}$ – коэффициент относительного демпфирования;

$K = c_F k_r$ – коэффициент передачи звена.

Переходная характеристика колебательного звена (переходный процесс при ступенчатом входном сигнале $r(t) = r_0 1(t)$) показана на рис. 1.

Переходному процессу на рис. 1 соответствуют следующие математические выражения [6, 7]:

– для угла, скорости и ускорения

$$\delta(t) = \delta^* \left[1 - \frac{1}{\sqrt{1-\xi^2}} e^{-\xi\omega_0 t} \sin(\omega t + \psi) \right]; \quad (5)$$

$$\dot{\delta}(t) = \delta^* \frac{\omega_0^2}{\omega} e^{-\xi\omega_0 t} \sin \omega t; \quad \ddot{\delta}(t) = \delta^* \frac{\omega_0^2}{\omega} e^{-\xi\omega_0 t} (\omega \cos \omega t - \xi\omega_0 \sin \omega t), \quad (6)$$

где $\Psi = \arctg \frac{\sqrt{1-\xi^2}}{\xi}$; $\omega_0 = \frac{1}{T}$ – частота сопряжения низкочастотной и высокочастотной областей на графике логарифмической амплитудной

частотной характеристики колебательного звена; ω – частота собственных колебаний звена,

$$\omega = \omega_0 \sqrt{1 - \xi^2}; \quad (7)$$

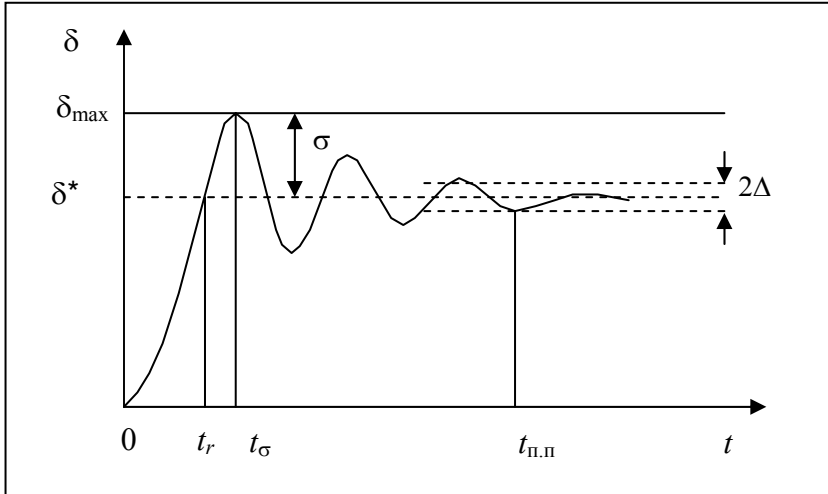


Рис. 1. Переходный процесс при $r(t) = r_0 \mathbf{1}(t)$: $\delta^* = Kr_0$ – установившееся значение; σ – перерегулирование; $t_{п.п}$ – время переходного процесса, определяемое начальным моментом выполнения условия

$$\left| \frac{\Delta}{\delta^*} \right| = \left| \frac{\delta(t) - \delta^*}{\delta^*} \right| \leq 0,05 \quad \text{при } t \geq t_{п.п}$$

– для моментов времени (см. рис. 1, $t_{\dot{\delta}_{\max}}$ – момент наблюдения максимальной скорости)

$$t_r = \frac{\pi - \Psi}{\omega}; \quad t_\sigma = \frac{\pi}{\omega}; \quad t_{\dot{\delta}_{\max}} = \frac{\Psi}{\omega}; \quad (8)$$

– для соотношения между коэффициентом относительного демпфирования и перерегулированием

$$\xi = \sqrt{\frac{1}{1 + (\pi / \ln \sigma)^2}}. \quad (9)$$

В структуре СУ полетом (системы угловой стабилизации ракеты) система ПУС – РП представляет собой замкнутую следящую систему воспроизведения по командным сигналам угла отклонения ПУС. В ра-

замкнутом контуре следящей системы сопло, как колебательное звено, включено последовательно с динамическими элементами рулевого привода. Чтобы динамические возможности ПУС в полной мере использовались СУ полетом, постоянные времени динамических элементов РП должны быть значительно меньше постоянной времени сопла. Это позволяет на стадии проектного анализа в первом приближении аппроксимировать динамику замкнутой системы ПУС – РП уравнением колебательного звена (4) [5], параметры которого будут определяться как конструктивными параметрами системы, так и корректирующими коэффициентами обратной связи, вводимой для обеспечения требуемых динамических свойств.

Для проектанта ПУС требования СУ полетом редуцируются к одному требованию: система ПУС – РП должна обеспечивать на всех режимах полета отклонение сопла с параметрами

$$\delta_m^*, t_{\delta m}^* \tag{10}$$

где δ_m^* и $t_{\delta m}^*$ – заданные значения соответственно угла отклонения ПУС из нейтрального положения и времени отклонения на этот угол. Это требование в достаточной степени определяет динамическое качество системы ПУС – РП в аспекте управляемости полетом, когда наиболее важным является время достижения максимальной величины управляющего момента [5]. В этом случае параметры колебательного звена (4), аппроксимирующего динамику системы ПУС – РП, могут быть определены исходя из требования (10) таким образом, чтобы переходная характеристика звена (см. рис. 1) соответствовала желаемым запасам устойчивости и быстродействию. Известно, что запас устойчивости возрастает с уменьшением перерегулирования σ и, соответственно, увеличением коэффициента относительного демпфирования ξ (9). Для целей проектного анализа рекомендуется принимать коэффициент $\xi = 0,5$, обеспечивающий удовлетворительный переходный процесс с достаточным быстродействием и запасом устойчивости [5]. В аспекте динамики СУ полетом требования (10) можно считать выполненными, если в переходном процессе (см. рис. 1) за время $t_r = t_{\delta m}^*$ первый раз будет достигнуто установившееся значение $\delta^* = \delta_m^*$, несмотря на еще не закончившееся время $t_{п.п}$ всего переходного процес-

са. Отсюда соответствующее требованию (10) значение постоянной времени определится с использованием выражений (7)–(9) при выборе значения ξ в диапазоне $0 < \xi < 1$:

$$T^* = \frac{t_{\delta m}^* \sqrt{1 - \xi^2}}{\pi - \arctg\left(\sqrt{1 - \xi^2} / \xi\right)}. \quad (11)$$

Соответствующие командным сигналам СУ полетом законы движения ПУС могут быть воспроизведены системой ПУС – РП лишь в том случае, если обеспечены достаточные энергетические возможности силового элемента (рулевой машины) привода сопла. Для этого необходимо, чтобы механическая характеристика РМ была внешней по отношению к нагрузочным механическим характеристикам ПУС, определяемым для всех возможных законов движения сопла по командам СУ [2]. На рис. 2 приведена нагрузочная механическая характеристика ПУС (кривая 1) $\dot{\delta} = f(M_H)$, $M_H(t) = J\ddot{\delta}(t) + \sum_i M_i(t)$ – нагрузочный мо-

мент с учетом нелинейных составляющих, полученная для ПУС с эластичным опорным шарниром (ЭОШ) [8] в переходном режиме (5) системы ПУС – РП с параметрами $T = T^*$, $\xi = 0,5$ и $\delta^* = \delta_m^*$. Здесь же показана механическая характеристика РМ (линия 2), аппроксимированная [9] прямой $\dot{\delta}_{PM} = \dot{\delta}_{x,x} - \frac{\dot{\delta}_{x,x}}{M_H} M_{PM}$, где $\dot{\delta}_{x,x}$ и M_H – соответственно скорость холостого хода и пусковой момент РМ, приведенные к оси качания сопла с учетом передаточного числа и коэффициента полезного действия кинематической связи.

При стабилизации ракеты система ПУС – РП работает в периодическом режиме, близком к гармоническому [5, 10]. Поэтому на практике для определения нагрузочной механической характеристики обычно рассматривается гармонический закон движения сопла с амплитудой, определяемой требованием (10):

$$\delta(t) = \delta_m^* \sin \Omega t; \quad \dot{\delta}(t) = \delta_m^* \Omega \cos \Omega t; \quad \ddot{\delta}(t) = -\delta_m^* \Omega^2 \sin \Omega t. \quad (12)$$

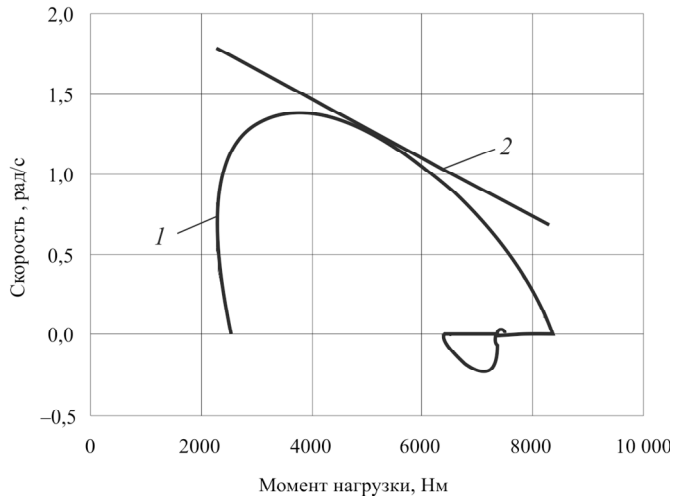


Рис. 2. Нагрузочная механическая характеристика ПУС (1) и механическая характеристика РМ (2)

В этом случае, однако, возникает задача обоснованного выбора значения частоты Ω , от которого существенно зависят нагрузочный момент и потребляемая мощность сопла. Для решения данной задачи на стадии проектного анализа конструктивной эффективности вариантов ПУС рассматривались следующие подходы:

1. Если считать, что при отклонении ПУС на угол δ_m^* происходит быстрое насыщение РП по скорости, то отклонение сопла будет происходить с постоянной, максимальной для привода скоростью. Такая скорость РП, соответствующая требованиям (10), определится как $\dot{\delta}_{РП}^{\max} = \delta_m^* / t_{\delta m}^*$. Соответственно, если в гармоническом законе (12) принять для амплитуды по скорости $\delta_m^* \Omega = \dot{\delta}_{РП}^{\max}$, искомая частота $\Omega = \dot{\delta}_{РП}^{\max} / \delta_m^* = 1 / t_{\delta m}^*$.

2. Согласно теории автоматического управления следящая система ПУС – РП в виде рассматриваемого динамического колебательного звена с постоянной времени T^* может обрабатывать без амплитудных искажений гармонические командные сигналы СУ полетом, частоты которых не превышают сопрягаемую частоту $\omega_0^* = 1/T^*$, где T^* определено формулой (11). Соответственно, желательно, чтобы РП имел

энергетическую возможность обеспечивать гармонический закон движения ПУС (12) с частотой $\Omega = \omega_0^* = 1/T^*$.

3. Из-за ограничения для хода штока РМ движение ПУС в переходном режиме (5) системы ПУС – РП, параметры которой определены по формуле (11), будет также ограничено неравенством $|\delta(t)| \leq \delta_m^*$, т.е. в момент $t_r = t_{\delta m}^*$ (см. рис. 1) сопло, имея скорость $\dot{\delta}(t_{\delta m}^*)$, как бы становится на механический упор и какое-то время находится на нем неподвижно ($\dot{\delta}(t) = 0$). Для такого движения приводу сопла достаточно обеспечивать максимальную скорость $\dot{\delta}_{РП}^{\max} = \dot{\delta}(t_{\delta m}^*)$, где $\dot{\delta}(t_{\delta m}^*)$ определяется по первой зависимости из (6). В этом случае максимальные энергетические характеристики ПУС могут быть определены при его движении по гармоническому закону (12) с частотой $\Omega = \dot{\delta}_{РП}^{\max} / \delta_m^* = \dot{\delta}(t_{\delta m}^*) / \delta_m^*$.

Соответственно, были рассчитаны нагрузочные механические характеристики ПУС с ЭОШ при гармоническом законе движения сопла (12) с параметрами требования (10): $\delta_m^* = 6$ град, $t_{\delta m}^* = 0,1$ с и $\xi = 0,5$. Для каждого из трех рассматриваемых вариантов задания частоты Ω определились ее значения: $\Omega_1 = 1,59$ Гц, $\Omega_2 = 3,85$ Гц, $\Omega_3 = 11,49$ Гц.

На рис. 3 приведены нагрузочные механические характеристики, соответствующие Ω_1 и Ω_2 . Вариант с Ω_3 характеризуется значительным увеличением параметров механической характеристики и, соответственно, возрастанием максимального значения мощности. Это отражено на рис. 4, на котором показаны изменения наблюдаемых максимальных значений нагрузочного момента и мощности при движении ПУС по гармоническим законам с различной частотой. Вид графиков на рис. 4 отражает взаимную компенсацию инерционной и позиционной составляющих момента при колебательном движении ПУС с ЭОШ. При малом значении Ω превалирует позиционная составляющая, с ростом Ω она компенсируется инерционной, и за счет этого нагрузочный момент приближается к своему минимуму. При $\Omega > 7$ Гц инерционный момент становится преобладающим. Одновременно из-за увеличения скорости $\dot{\delta}(t)$ резко возрастает мощность $N(t) = M_H(t)\dot{\delta}(t)$.

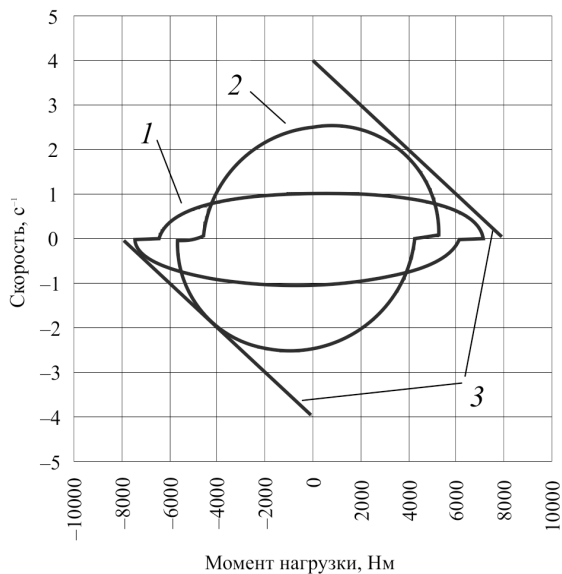


Рис. 3. Механические характеристики $\dot{\delta} = f(M_H)$:
 1 и 2 – нагрузочные для ПУС при гармоническом законе движения соответственно с Ω_1 и Ω_2 ;
 3 – требуемая для РП

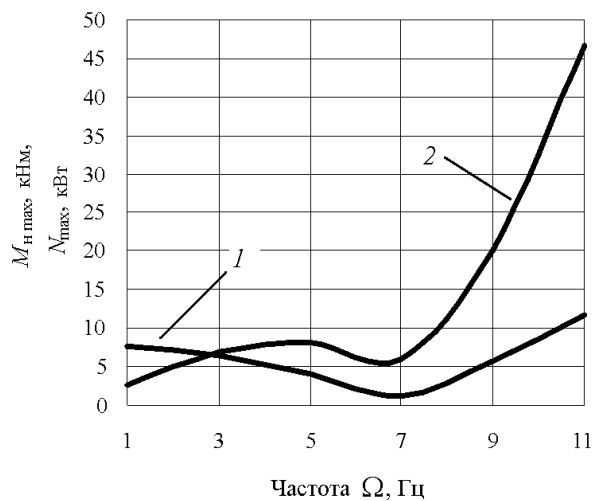


Рис. 4. Максимальные значения нагрузочного момента 1 и потребляемой мощности 2 при гармоническом законе движения ПУС с различными частотами

Таким образом, третий вариант задания скорости Ω оказывается неприемлемым из-за чрезмерно высоких значений мощности и момента нагрузки. Кроме того, следует отметить, что в переходном процессе (см. рис. 1) для максимального значения скорости имеет место $\dot{\delta}_{\max} > \dot{\delta}(t_m^*)$ и достигается оно в момент времени $t_{\dot{\delta}_{\max}} < t_r$, при котором мгновенная мощность и нагрузочный момент не достигают максимальных величин (см. рис. 2).

Поэтому на стадии проектного анализа конструктивных вариантов системы ПУС – РП целесообразно производить оценку потребных энергетических и, соответственно, массогабаритных характеристик РП при рассмотрении двух нагрузочных механических характеристик ПУС, полученных заданием в гармоническом законе (12) его движения значений частоты Ω_1 и Ω_2 . В этом случае требуемая механическая характеристика РМ привода будет представлять собой прямую, касающуюся обеих нагрузочных механических характеристик сопла (см. рис. 3) в той четверти координатной плоскости, в которой будут наиболее высокие требования к энергетическим возможностям привода.

Если целью проектного анализа является определение конструктивного варианта ПУС при заданных энергетических характеристиках РП, то на координатной плоскости линиями механической характеристики РМ этого привода очерчивается допустимая область, в которой должны располагаться определяемые описанным выше способом все нагрузочные механические характеристики сопла. При этом наилучшим вариантом в рассматриваемом аспекте будет тот, нагрузочные характеристики которого касаются, но не пересекают границ допустимой области.

Библиографический список

1. Органы управления вектором тяги твердотопливных ракет: расчет и конструктивные особенности, эксперимент / Р.В. Антонов, В.И. Гребенкин [и др.]; под ред. Н.П. Кузнецова; НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика». – М.; Ижевск, 2006. – 552 с.
2. Мелкозеров П.С. Энергетический расчет систем автоматического управления и следящих приводов. – М.: Энергия, 1968. – 304 с.
3. Костин С.В., Петров Б.И., Гамынин Н.С. Рулевые приводы. – М.: Машиностроение, 1973. – 208 с.

4. Зайцев Н.Н., Бондаренко А.С. Математическое моделирование нагрузочных характеристик поворотного управляющего сопла // Наука и технологии: материалы XXXII Всерос. конф. по проблемам науки и технологий. – Миасс, 2012. – С. 187–190.

5. Крымов Б.Г., Рабинович Л.В., Стеблецов В.Г. Исполнительные устройства систем управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1987. – 264 с.

6. Основы автоматического регулирования и управления / Л.И. Каргу [и др.]; под ред. В.М. Пономарева и А.П. Литвинова. – М.: Высшая школа, 1974. – 439 с.

7. Зайцев Н.Н., Дибижев К.А., Гуляев С.А. Оценка нагрузочных характеристик поворотного управляющего сопла при проектном анализе конструктивных вариантов // Вестник Перм. гос. техн. ун-та. Аэрокосмическая техника. – 2004. – № 1. – С. 107–112.

8. Конструкция ракетных двигателей на твердом топливе / Л.Н. Лавров [и др.]; под ред. Л.Н. Лаврова. – М.: Машиностроение, 1993. – 215 с.

9. Мелкозеров П.С. Приводы в системах автоматического управления: энергетический расчет и выбор параметров. – М.: Энергия, 1966. – 384 с.

10. Основы проектирования следящих систем / В.Д. Андреев [и др.]; под ред. Н.А. Лакоты. – М.: Машиностроение, 1978. – 391 с.

References

1. Antonov R.V., Grebenkin V.I. [and others]. *Organizatsiya upravleniya vektorom tyagi tverdotoplivnykh raket: raschet i konstruktivnye osobennosti, eksperiment* [Trust vector control elements of solid propellant rockets: calculation and constructive features, experiment]. Ed. N.P. Kuznetsov. Moscow; Izhevsk: Regul'yarnaya and khaoticheskaya dinamika, 2006, 552 p.

2. Melkozherov P.S. *Energeticheskiy raschet sistem avtomaticheskogo upravleniya i sledyashikh privodov* [The power calculation of automatic control systems and servoactuators]. Moscow: Energiya, 1968, 304 p.

3. Kostin S.V., Petrov B.I., Gamynin N.S. *Rulevye privody* [Steering actuators]. Moscow: Mashinostroenie, 1973, 208 p.

4. Zaytsev N.N., Bondarenko A.S. *Matematicheskoe modelirovanie nagruzochnykh kharakteristik povorotnogo upravlyayushchego sopla* [Mathematical modeling of the loading characteristics of the swivel control nozzle]. *Nauka i tekhnologii*. Miass, 2012, pp. 187-190.

5. Krymov B.G., Rabinovich L.V., Stebletsov V.G. *Ispolnitelnye ustroystva sistem upravleniya letatelnyimi apparatami* [Executive devices of the control systems of a flight vehicles]. Moscow: Mashinostroenie, 1987, 264 p.

6. Kargu L.I. [and others]. *Osnovy avtomaticheskogo regulirovaniya i upravleniya* [Bases of automatic regulation and control]. Ed. V.M. Ponomarev and A.P. Litvinov. Moscow: Vysshaya shkola, 1974, 439 p.

7. Zaytsev N.N., Dibizhev K.A., Gulyaev S.A. *Otsenka nagruzochnykh kharakteristik povorotnogo upravlyayushchego sopla pri proektnom analize konstruktivnykh variantov* [Estimation of loading characteristics of the swivel control nozzle in the design analysis of constructive variants]. *Vestnik Permskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2004, pp. 107-112.

8. Lavrov L.N. [and others]. *Konstruktsiya raketnykh dvigateley na tverdom toplive* [The design of solid propellant rocket motors]. Ed. L.N. Lavrov. Moscow: Mashinostroenie, 1993, 215 p.

9. Melkozerov P.S. *Privody v sistemakh avtomaticheskogo upravleniya: energeticheskiy raschet i vybor parametrov* [Actuators in automatic control systems: power calculation and parameters selection]. Moscow: Energiya, 1966, 391 p.

10. Andreev V.D. [and others]. *Osnovy proektirovaniya sledyashikh sistem* [Bases of designing of the servo control systems]. Ed. N.A. Lakota. Moscow: Mashinostroenie, 1978, 391 p.

Об авторах

Бондаренко Андрей Сергеевич (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические установки» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: bond0406@yandex.ru).

Деменев Дмитрий Николаевич (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические установки» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: ckuff@mail.ru).

Зайцев Николай Николаевич (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические установки» ФГБОУ ВПО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: znn@perm.ru).

About the authors

Bondarenko Andrey Sergeevich (Perm, Russian Federation) – post-graduate student, Department of Rocket and Space Technology, Generating Units, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: bond0406@yandex.ru).

Demenev Dmitriy Nikolaevich (Perm, Russian Federation) – post-graduate student, Department of Rocket and Space Technology, Generating Units, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: ckuff@mail.ru).

Zaytsev Nikolay Nikolaevich (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Rocket and Space Technology, Generating Units, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: znn@perm.ru).

Получено 14.03.2013