

УДК 62-551.42

doi: 10.18698/0536-1044-2021-9-65-76

Динамика рабочих процессов в автоматических регуляторах давления прямого действия пневматических систем космических аппаратов

А.В. Лебедев¹, А.В. Чернышев², Ю.В. Кюрджиев², Д.М. Митрофанов¹,
О.С. Ильичева¹, Д.Е. Явна¹

¹ Ракетно-космическая Корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

Dynamics of Working Processes in Automatic Direct-Acting Pressure Regulators of Pneumatic Spacecraft Systems

A.V. Lebedev¹, A.V. Chernyshev², Yu.V. Kyurdzhiev², D.M. Mitrofanov¹,
O.S. Ilcheva¹, D.E. Yavna¹

¹ PAO S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia

² Bauman Moscow State Technical University

Исследованы рабочие процессы, происходящие в автоматических регуляторах давления прямого действия пневматических систем космических аппаратов, с применением современного программного обеспечения. Разработана математическая модель регулятора давления в общем виде. Конструкция регулятора приведена в виде структурной схемы, составленной из набора каналов, полостей и ступеней. Элементы схемы связаны между собой основными законами сохранения энергии и массы. Расчет математической модели выполнен в программном комплексе Amesim. На основе результатов проведенных натурных и вычислительных экспериментов сделаны выводы о влиянии процесса теплообмена рабочего тела с окружающей средой на параметры регулятора давления, а также о применении программного комплекса Amesim для проведения дальнейших исследований рабочих процессов в клапанных узлах агрегатов пневматических систем.

Ключевые слова: регулятор давления, пневматическая система, клапанный узел, Amesim, космический аппарат

The purpose of the study was by means of modern software to explore working processes taking place in automatic direct-acting pressure regulators of pneumatic spacecraft systems. As a result, we developed a general mathematical model of the pressure regulator. The design of the regulator is shown in the form of a block diagram, composed of a set of channels, cavities, and stages. The elements of the block diagram are interconnected by the basic laws of conservation of energy and mass. The mathematical model was evaluated in the Amesim software package. Findings of the full-scale and computational experiments led to the conclusions about the effect the heat exchange between the working fluid and the environment produces on the parameters of the pressure regulator, and about the use of the Amesim software package for further research of working processes in the valve units of pneumatic systems.

Keywords: pressure regulator, pneumatic system, valve unit, Amesim, spacecraft

Задачи, поставленные перед разработчиками космической техники [1], требуют увеличения дальности и продолжительности полетов космических аппаратов. Все более актуальным становится решение проблем реализации полетов человека в космос для освоения Луны [2–7].

В целях экономии средств для реализации миссии ужесточаются требования к параметрам космических аппаратов, в частности к уменьшению массы. Это требование распространяется на все части изделия, в том числе на пневмогидравлические системы (ПГС) и агрегаты. Многие ПГС, основанные на расходе рабочего тела (РТ) потребителем, построены по принципиальным схемам, рассмотренным в работах [8–13]. В состав ПГС входят следующие основные элементы:

- источник питания — баллон высокого давления нейтрального газа или РТ;
- пусковой клапан, обеспечивающий начало работы ПГС — по команде от системы управления аппаратом (как правило, используют клапаны с электро- и пневмоприводом или пиропатроном);
- регулятор давления, поддерживающий заданный диапазон давления РТ для потребителя при разных режимах работы системы;
- предохранительный клапан, устанавливаемый после регулятора давления и защищающий потребителя: при превышении определенного значения давления в системе по различным причинам предохранительный клапан сбрасывает из нее избыточное давление.

Так как в условиях дальнего длительного космического полета пополнение энергии для управления ПГС затруднительно, применение регуляторов давления, работающих без постороннего источника энергии, позволяет существенно сократить количество аппаратуры в составе системы и тем самым уменьшить ее массу. Такие регуляторы давления будем называть автоматическими.

В работах [11, 14] даны рекомендации по выбору типа регулятора давления для использования в различных условиях функционирования системы. Для решения поставленных задач наиболее перспективными автоматическими регуляторами давления, обеспечивающими высокую степень герметичности между полостями высокого (источник) и низкого (потребитель) давления в режиме нулевого расхода, являются *регуляторы давления прямого действия «после себя» обратного хода*

(далее РДПД). Примеры конструкций таких регуляторов приведены в патентах ведущих предприятий космической отрасли [15–17]. Далее будем рассматривать пневматическую часть ПГС.

Наиболее важным этапом эксплуатации пневматических систем с РДПД, как и во многих других системах, является момент начала работы — срабатывание пускового клапана. При ступенчатом изменении давления на входе РДПД возникает переходный (динамический) процесс, при котором давление на его выходе изменяется во времени и колеблется относительно некоторого установившегося значения.

В системах автоматического регулирования, к которым относятся рассматриваемые РДПД, могут возникать нежелательные автоколебания. В работах [11, 18–20] рассмотрены методы расчета переходных процессов для оценки устойчивости РДПД и возможности возникновения автоколебаний.

Такое явление может негативно сказываться на функционировании системы вплоть до разрушения неметаллического уплотнительного элемента регулирующего клапана и нарушения его герметичности в режиме нулевого расхода, что приведет к потере массы и энергии РТ через предохранительный клапан.

Одним из условий возникновения автоколебаний является баланс притока энергии в систему автоматического регулирования от внешнего источника и потерь энергии в системе за период колебания. Такой баланс может наступить только при определенных значениях амплитуды автоколебаний a_0 (рис. 1): если приток энергии \mathcal{E}_+ в систему больше, чем потери энергии \mathcal{E}_- при любых сколь угодно малых амплитудах колебаний a , то автоколебания с амплитудой a_0 будут самовозбуждающимися [19].

Резкий пуск может привести к забросу давления в выходной полости (рис. 2). Величина и длительность заброса зависят от объема полости за РДПД и его проходного сечения, а также от сил трения и массы подвижных частей [21]. При слишком большом забросе давления на выходе РДПД в пневматической системе может сработать предохранительный клапан, тем самым увеличив потери массы РТ и энергии.

Такой заброс давления может быть причиной возникновения автоколебаний в РДПД,

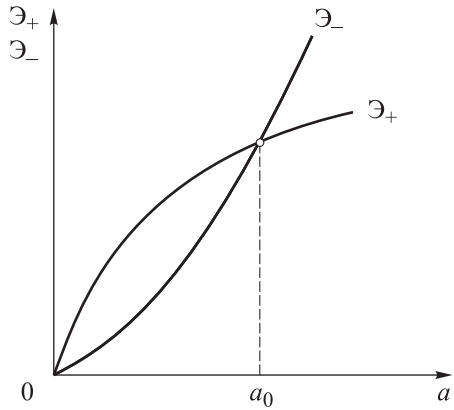


Рис. 1. Схема соотношения притока энергии \mathcal{E}_+ и ее потерь \mathcal{E}_- в системе автоматического регулирования

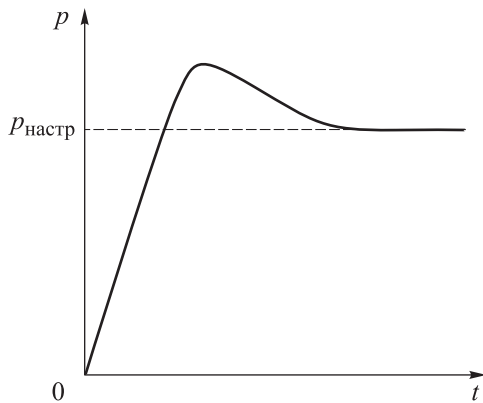


Рис. 2. График заброса давления на выходе РДПД при резкой подаче давления на вход ($p_{настр}$ — давление настройки РДПД)

которые неблагоприятно отразятся на функционировании системы. Поэтому изучение динамических процессов в автоматических РДПД является актуальной задачей.

Цель работы — определение влияния параметров РТ, ПГС и конструкции РДПД на заброс давления на выходе РДПД и выдача рекомендаций по проектированию РДПД и ПГС космических аппаратов в части уменьшения заброса давления на выходе РДПД.

Теоретическая часть. Для исследования динамических процессов в РДПД разработана его математическая модель. Его математическое описание основано на представлении РДПД как набора связанных подвижных элементов (ПЭ) и полостей, каждую из которых можно рассматривать как открытую термодинамическую систему [22].

Математическая модель РДПД составлена при следующих допущениях:

- параметры РТ в пределах полости не зависят от координат и изменяются только во времени (сосредоточенные параметры);
- изменение кинетической и потенциальной энергии РТ мало по сравнению с внутренней энергией;
- РТ — газ, фазовые переходы в нем не учитываются, параметры состояния описываются оригинальным уравнением Редлиха — Квонга (состояния системы являются идеализированным предельным случаем, для которого изменение параметров состояния системы представляется как ряд последовательных равновесных состояний системы);
- течение РТ в каналах — сплошное, одномерное, стационарное;
- ПЭ совершают вращательное или поступательное движение вдоль одной координаты.

Координаты и скорости подвижного звена i рассчитываются по уравнениям закона Ньютона

$$\begin{cases} \frac{dx_i}{dt} = w_i; \\ M_i \frac{dw_i}{dt} = (F_{внеш})_i + (F_{ПЭ})_i + (F_{упр})_i + (F_{тр})_i, \end{cases} \quad (1)$$

где t — время, с; x_i — координата звена i , м; w_i — скорость звена i , м/с; M_i — масса звена i , кг; $(F_{внеш})_i$, $(F_{ПЭ})_i$, $(F_{упр})_i$ и $(F_{тр})_i$ — равнодействующие внешних сил, газовых сил, действующих на ПЭ, сил упругости пружин и сил трения соответственно, действующие на звено i , Н.

Сила давления РТ, действующая на ПЭ, имеет вид

$$(F_{ПЭ})_i = (p - p_{внеш})(S_{ПЭ})_i, \quad (2)$$

где p — давление РТ в подсистеме, МПа; $p_{внеш}$ — внешнее давление, действующее на звено i , МПа; $(S_{ПЭ})_i$ — площадь ПЭ звена i , на которую действует перепад давлений, м².

Сила упругости пружины j , действующей на звено i , определяется уравнением

$$(F_{упр})_{ij} = (k_{пр})_{ij} [(x_{п.п})_{ij} + x_{ij1} + x_{ij2}], \quad (3)$$

где $(k_{пр})_{ij}$ — жесткость пружины j , Н/м; $(x_{п.п})_{ij}$ — предварительное поджатие пружины j , м; x_{ij1} и x_{ij2} — перемещение первого и второго торца пружины j , м.

Силы трения скольжения — постоянные величины, действующие против направления относительной скорости движения поверхностей. Их значения находят экспериментальным путем.

В работе [23] обосновано применение уравнения состояния Редлиха — Квонга, связыва-

ющее давление, температуру и удельный объем РТ, следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} \left(p + \frac{a}{\sqrt{T}v(v+b)} \right) (v-b) = RT; \\ a = 1,2826v_{кр}RT_{кр}\sqrt{T_{кр}}; \\ b = v_{кр}/3,47, \end{cases} \quad (4)$$

где T — температура РТ в подсистеме, К; v — удельный объем РТ, м³/кг; R — газовая постоянная, Дж/(моль · К); параметры газа с индексом «кр» являются критическими (параметрами в критической точке: жидкая и газообразная фазы вещества неразличимы) [24].

Термодинамические процессы, протекающие внутри каждой полости, с учетом допущений в соответствии с первым законом термодинамики заданы уравнением баланса энергии [22]

$$\frac{dU}{dt} = h_+ \frac{dm_+}{dt} - h_- \frac{dm_-}{dt} + \frac{dQ}{dt} - p \frac{dV}{dt}, \quad (5)$$

где U — внутренняя энергия РТ, Дж; h_+ и h_- — удельная энтальпия РТ, поступающего в подсистему и уходящего из системы, Дж/кг; m_+ и m_- — масса РТ, поступающего в подсистему и уходящего из системы, кг; Q — тепловой поток, передаваемый от РТ стенкам полости РДПД; V — объем внутренней полости, м³.

Уравнение (5) трактуется следующим образом: изменение внутренней энергии РТ каждой полости РДПД складывается из энергии РТ, поступающего в эту полость, и потерь энергии, направленных на изменение температуры стенок конструкции и объема полости, а также на обеспечение расхода РТ из этой полости.

В то же время изменение внутренней энергии РТ в полости можно записать как

$$\frac{dU}{dt} = m \frac{du}{dt} + u \left(\frac{dm_+}{dt} - \frac{dm_-}{dt} \right), \quad (6)$$

где m — масса РТ в полости, кг; u — удельная внутренняя энергия РТ, Дж/кг.

С учетом того, что $m = \rho V$, из выражений (5) и (6) получаем

$$\begin{cases} \frac{du}{dt} = \frac{1}{\rho V} \left[(h_+ - u) \frac{dm_+}{dt} - (h_- + u) \frac{dm_-}{dt} + \right. \\ \left. + \frac{dQ}{dt} - p \frac{dV}{dt} \right]; \\ \frac{d\rho}{dt} = \frac{1}{V} \left(\frac{dm_+}{dt} - \frac{dm_-}{dt} - \rho \frac{dV}{dt} \right), \end{cases} \quad (7)$$

где ρ — плотность РТ, кг/м³.

Процесс теплообмена между РТ и конструкцией РДПД описывается законом Ньютона — Рихмана, согласно которому тепловой поток, проходящий через элементарную поверхность, пропорционален разности температур поверхности тела и РТ:

$$\frac{dQ}{dt} = \alpha S_Q (T_c - T), \quad (8)$$

где α — коэффициент теплоотдачи, Вт/(м²·К); S_Q — площадь теплопередающей поверхности, м²; $(T_c - T)$ — разность температур стенки конструкции и РТ.

С учетом выражения (4) удельная внутренняя энергия РТ подсистемы [22] имеет вид

$$u = \frac{RT}{k-1} + 1,5 \frac{a}{b\sqrt{T}} \ln \left(\frac{v}{v_0} \frac{v_0 + b}{v + b} \right), \quad (9)$$

где k — показатель адиабаты РТ; v_0 — удельный объем идеального газа, м³.

Считая плотность ρ и температуру РТ T независимыми переменными, а уравнение (7) полным дифференциалом, после дифференцирования запишем

$$\frac{du}{dt} = \left(\frac{\partial u}{\partial \rho} \right)_T \frac{d\rho}{dt} + \left(\frac{\partial u}{\partial T} \right)_\rho \frac{dT}{dt}. \quad (10)$$

Отсюда выразим скорость изменения температуры РТ в полости следующим образом:

$$\frac{dT}{dt} = \frac{\frac{du}{dt} - \left(\frac{\partial u}{\partial \rho} \right)_T \frac{d\rho}{dt}}{\left(\frac{\partial u}{\partial T} \right)_\rho}. \quad (11)$$

Выбрав в качестве независимых переменных плотность ρ и давление p РТ, получим скорость изменения давления РТ в полости:

$$\frac{dp}{dt} = \frac{\frac{du}{dt} - \left(\frac{\partial u}{\partial \rho} \right)_p \frac{d\rho}{dt}}{\left(\frac{\partial u}{\partial p} \right)_\rho}. \quad (12)$$

С учетом параметров ПЭ i изменение объема сильфонов и поршней вычисляется как

$$\frac{dV}{dt} = S_{ПЭ} \frac{dx_i}{dt}. \quad (13)$$

Допущение о неразрывности и однородности потока опишем уравнением

$$\frac{dm}{dt} = \sum G. \quad (14)$$

Здесь G — массовый расход РТ, кг/с,

$$G = \mu S \omega p, \quad (15)$$

где μ — безразмерный коэффициент расхода РТ; S — площадь проходного сечения канала, м²; ω — скорость истечения газа по каналу, м/с.

Плотность газа в уравнении (15) можно найти из системы уравнений (4).

Течение газа по короткому каналу определяется двумя режимами течения — докритическим и критическим.

При критическом режиме течения газа

$$\left(\frac{p_n}{p_b}\right) \leq \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}},$$

где p_n и p_b — давление газа после канала и перед ним, МПа.

Скорость РТ равна местной скорости звука $\omega_{зв}$, которая определяется из соотношения

$$\omega_{зв}^2 = -v^2 \left[\frac{dp}{dv} \right]. \quad (16)$$

Полная производная давления по удельному объему вычисляется по выражению

$$\frac{dp}{dv} = \left(\frac{\partial p}{\partial v}\right)_T + \left(\frac{\partial p}{\partial T}\right)_v \frac{dT}{dv}. \quad (17)$$

Полная производная температуры по удельному объему определяется дифференциальным уравнением Пуассона

$$\frac{dT}{dv} = - \frac{\left(\frac{\partial u}{\partial v}\right)_T + p}{\left(\frac{\partial u}{\partial T}\right)_v}. \quad (18)$$

При докритическом режиме течения газа

$$\left(\frac{p_n}{p_b}\right) > \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

скорость его истечения по каналу имеет вид

$$\omega = \sqrt{\frac{2k}{k-1} p_b v \left[1 - \left(\frac{p_n}{p_b}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}. \quad (19)$$

Безразмерный коэффициент расхода задан системой уравнений [25]

$$\begin{cases} \mu = \sqrt{\frac{D \text{Re}}{64L}}; \\ \text{Re} = \frac{\omega D}{v}, \end{cases} \quad (20)$$

где D — диаметр отверстия, эквивалентного по площади проходному сечению канала, м; L —

длина канала, м; v — кинематическая вязкость РТ, м²/с.

Значения кинематической вязкости различных РТ приведены в работе [24].

Энтальпия h задана системой уравнений

$$\begin{cases} h = \frac{kRT}{k-1} + 1,5 \frac{a}{b\sqrt{T}} \ln\left(\frac{v}{v_0} \frac{v_0+b}{v+b}\right) - (Z-1)RT; \\ Z = \frac{1}{\left(1 + \frac{a}{\sqrt{T}v(v+b)p}\right)\left(1 - \frac{b}{v}\right)}. \end{cases} \quad (21)$$

Таким образом, выражения (1)–(21) образуют математическую модель РДПД, представленного как набор полостей с ПЭ, соединенными короткими каналами.

Кинематические связи ПЭ, количество полостей и каналов определяются конструкцией РДПД и его расчетной схемой.

Экспериментально-расчетная часть. Расчеты РДПД выполнены в программном комплексе Amesim, описание работы с которым приведено в публикации [26]. Оценка их точности проведена сравнением с результатами испытаний РДПД со встроенным предохранительным клапаном (рис. 3).

В нормальном состоянии РДПД открыт, так как задатчик давления (пружина РДПД) 9 отжимает редукционный клапан 2 от седла корпуса 3. При подаче давления на вход РДПД газ дросселируется через зазор между редукционным клапаном и седлом корпуса. Давление в полости B повышается. Сила действия давления в полости B передается пружине 9 через чувствительный элемент 5. При достижении определенного давления пружина 9 начинает сжиматься, перемещая за собой шток чувствительного элемента и редукционный клапан.

Следует отметить, что полость B разделена на две части зазором с переменной площадью проходного сечения между корпусом и штоком чувствительного элемента, поэтому скорость роста давления в полости последнего будет немного ниже, чем в полости выходного штуцера.

При достижении настроенного давления в полости B редукционный клапан прижмется к седлу корпуса, расход газа прекратится. Такой режим будем называть режимом нулевого расхода. В момент начала расхода газа потребителем давление в полости B снизится и пружина 9 отождется от седла корпуса.

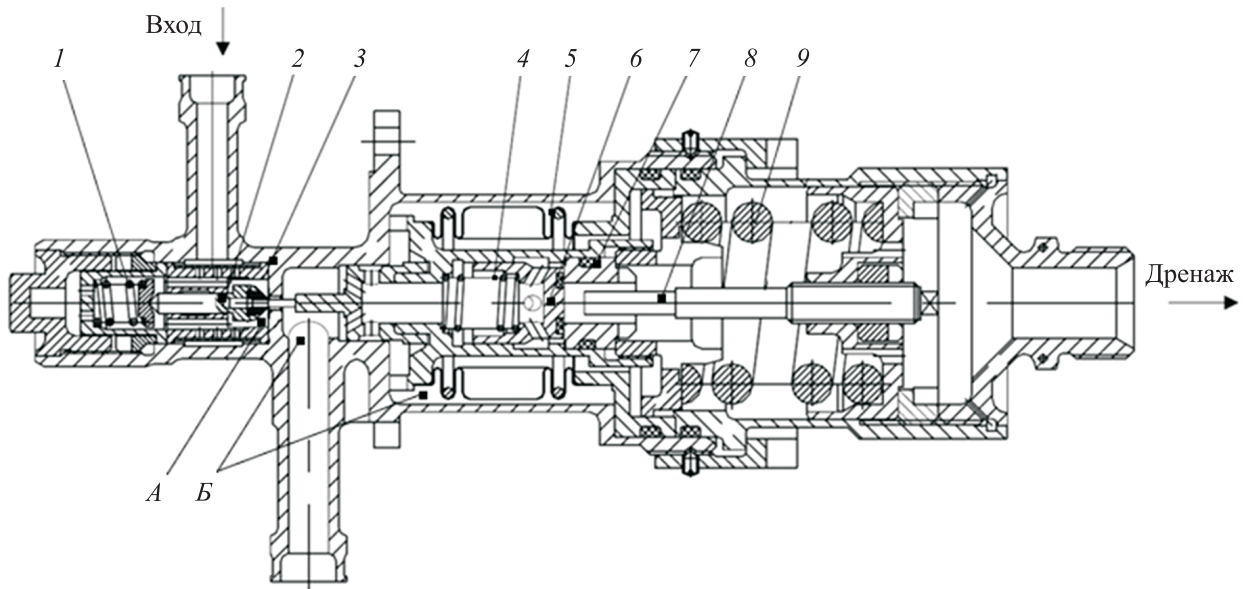


Рис. 3. Конструктивная схема РДПД со встроенным предохранительным клапаном: 1 — пружина редукционного клапана; 2 — редукционный клапан; 3 — корпус; 4 — пружина предохранительного клапана; 5 — чувствительный элемент; 6 и 7 — предохранительный клапан и его седло; 8 — шток; 9 — задатчик давления (пружина РДПД); А и Б — полость высокого и низкого давления

В случае продолжения повышения давления в полости Б пружина 9 продолжит сжиматься, перемещая за собой предохранительный клапан 6, прижимаемый пружиной 4 к седлу 7. При достижении давления он упрется в шток 8. В случае дальнейшего роста давления в полости Б предохранительный клапан останется на месте, а седло переместится в сторону сжатия пружины 9, сбросив избыточное давление газа из полости Б в дренаж.

Схема испытательной установки приведена на рис. 4. На вход РДПД путем открытия электроклапана ЭК1 при закрытом электроклапане ЭК2 в определенной последовательности подавался воздух или гелий. Регулятор давления работал в режиме нулевого расхода. После выполнения замеров электроклапан ЭК1 закрывался и путем открытия ЭК2 через дроссельную шайбу ДРН происходил сброс давления.

Математическая модель РДПД и части схемы испытательной установки, созданной в про-

граммном комплексе Amesim, показаны на рис. 5.

Расчет выполнялся следующим образом: параметры математической модели РДПД (жесткость и усилие поджатия пружин, начальные значения зазоров, объемы полостей, площади их внутренних стенок, через которые проходит теплообмен РТ с окружающей средой и т. д.) подбирались в области номинальных значений в пределах расчетных допусков согласно рабочей конструкторской документации так, чтобы значение установившегося давления на выходе РДПД при расчете максимально совпадало с экспериментальными результатами испытаний РДПД воздухом (рис. 6).

Давление РТ на входе РДПД задавалось по восьми точкам в соответствии с показаниями датчика давления ДД1.

Особое влияние на переходный процесс оказывает теплообмен с конструктивными элемен-

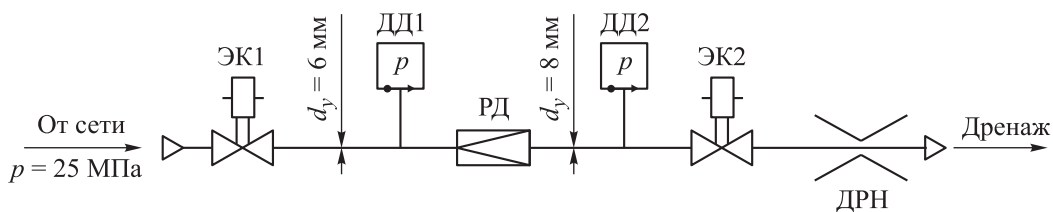


Рис. 4. Схема испытательной установки (d_y — диаметр проходного сечения трубопровода)

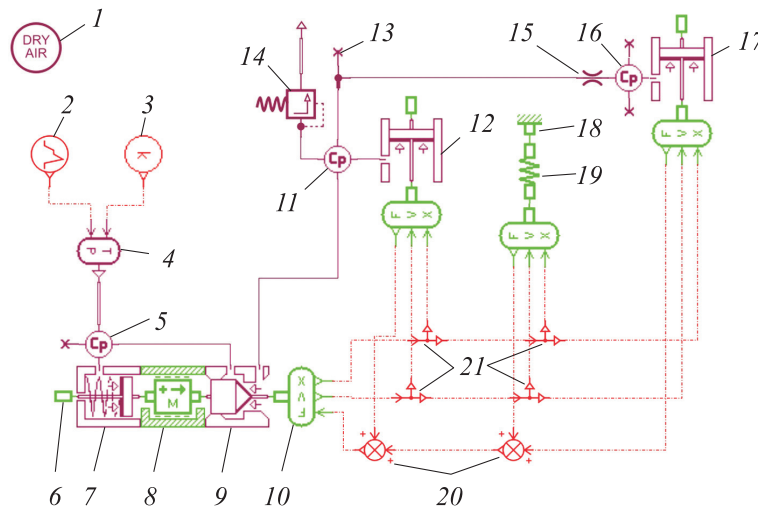


Рис. 5. Схема расчета РДПД в среде Amesim:

1 — параметры РТ; 2 — закон изменения давления на входе; 3 — константа; 4 — преобразование сигналов в значения давления и температуры; 5 — полость А; 6 — нулевая сила; 7 — газовый поршень с пружиной (имитация незаряженного клапана в корпусе РДПД); 8 — масса подвижных частей РДПД с ограничением хода и силами трения; 9 — регулирующий орган; 10 — преобразователь сигналов в силу, перемещение и скорость подвижных частей или обратно; 11 — полость выхода РДПД с полостями трубопроводов, датчика давления ДД2 и полостью входа электроклапана ЭК2; 12 — газовый поршень; 13 — заглушенный выход (имитация закрытого электроклапана ЭК2); 14 — предохранительный клапан; 15 — сужение между полостями выхода и чувствительного элемента; 16 — полость чувствительного элемента; 17 — чувствительный элемент (сильфон); 18 — корпус РДПД; 19 — задатчик давления (пружина РДПД); 20 — операция суммирования значений сигналов; 21 — разветвитель сигналов

тами РДПД. Коэффициент теплоотдачи подбирался эмпирически.

После настройки модели проводился расчет РДПД с гелием при тех же значениях коэффициента теплоотдачи (рис. 7).

Относительная погрешность расчетного времени наполнения полостей составила 14,8...24,2 %, а относительная погрешность расчетных давлений — 2,7...8,4 %.

При допущении отсутствия теплообмена между РТ и окружающей средой в начале работы РДПД расчетные значения давлений воздуха и гелия не позволяют исследовать переходные процессы. Результаты сравнения данных расчета переходного процесса с допущением об отсутствии теплообмена между РТ и окружающей средой с данными эксперимента приведены на рис. 8 и 9.

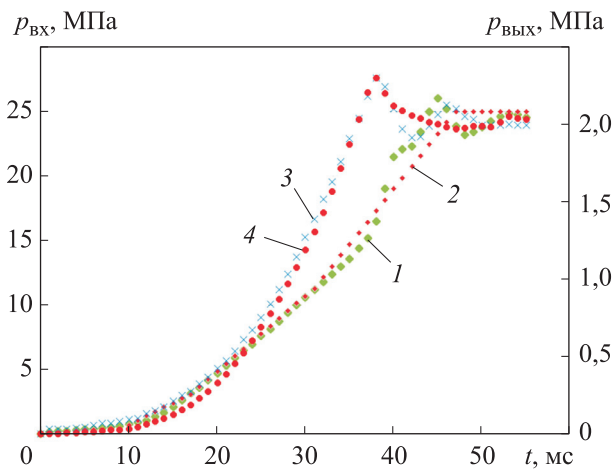


Рис. 6. Зависимости давлений воздуха на входе $p_{вх}$ (1, 2) и выходе $p_{вых}$ (3, 4) РДПД от времени наполнения полостей t :

1, 3 — данные эксперимента; 2, 4 — результаты расчета по математической модели

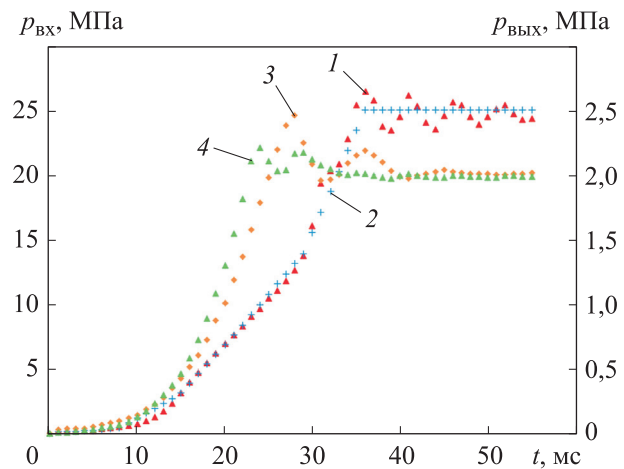


Рис. 7. Зависимости давлений гелия на входе $p_{вх}$ (1, 2) и выходе $p_{вых}$ (3, 4) РДПД от времени наполнения полостей t :

1, 3 — данные эксперимента; 2, 4 — результаты расчета по математической модели

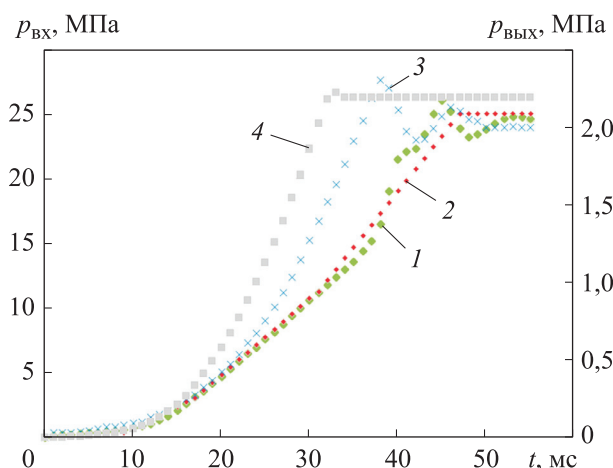


Рис. 8. Зависимости давлений воздуха на входе $p_{вх}$ (1, 2) и выходе $p_{вых}$ (3, 4) РДППД от времени наполнения полостей t :

1, 3 — данные эксперимента; 2, 4 — результаты расчета по математической модели с допущением об отсутствии теплообмена между РТ и окружающей средой

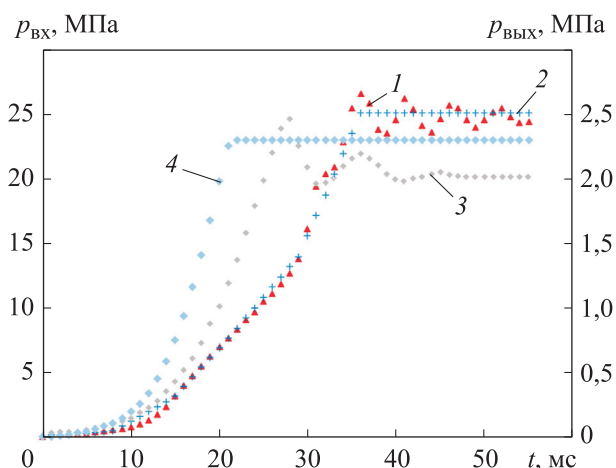


Рис. 9. Зависимости давлений гелия на входе $p_{вх}$ (1, 2) и выходе $p_{вых}$ (3, 4) РДППД от времени наполнения полостей t :

1, 3 — данные эксперимента; 2, 4 — результаты расчета по математической модели с допущением об отсутствии теплообмена между РТ и окружающей средой

Выводы

1. Результаты расчета по математической модели РДППД, выполненного в Amesim с применением библиотеки стандартных элементов, совпадают с результатами эксперимента с погрешностями давлений до 8,4 % и времени наполнения полостей до 24,2 %. Предположительно, расхождения между экспериментальными и расчетными данными связаны с погрешностью вычисления объемов внутренних полостей РДППД и испытательной установки, а также с эмпирическим определением коэффициента теплоотдачи РТ.

2. При подаче давления на вход РДППД на его выходе происходит заброс давления, завися-

щий от РТ, скорости подачи давления, объема полостей гидролиний и коэффициента теплоотдачи РТ.

3. При проектировании пневматических систем с применением РДППД, в характеристике которых присутствует заброс давления на выходе, необходимо ограничивать скорость подачи РТ на вход РДППД.

4. Дальнейшие исследования будут посвящены определению влияния коэффициента теплоотдачи на заброс давления на выходе РДППД, выдаче рекомендаций по скорости нарастания давления на входе РДППД и продолжению изучения динамических процессов в узлах агрегатов пневматических систем с применением программного комплекса Amesim.

Литература

- [1] Микрин Е.А. Научно-технические проблемы реализации проекта «Пилотируемые космические системы и комплексы». *Космическая техника и технология*, 2019, № 3, с. 5–19.
- [2] Беркович Ю.А., Смолянина С.О., Железняков А.Г. и др. Перспективы применения космических оранжерей в комплексе систем жизнеобеспечения космонавтов в условиях лунной орбитальной станции, лунной базы и межпланетных транспортных кораблей. *Космическая техника и технология*, 2019, № 2, с. 37–54.
- [3] Гузенберг А.С., Железняков А.Г., Романов С.Ю. и др. Выбор комплекса жизнеобеспечения для экипажей долговременных космических станций. *Космическая техника и технология*, 2015, № 1, с. 67–80.
- [4] Маевский В.А., Асеев В.В., Ивлев А.С. и др. Некоторые возможные области использования технологий высокотемпературной сверхпроводимости в программе освоения

- Луны. *Космическая техника и технология*, 2019, № 2, с. 14–26, doi: <https://doi.org/10.33950/spacetech-2308-7625-2019-2-14-27>
- [5] Макушенко Ю.Г., Мургазин Р.Ф., Зарубин Д.С. Космический порт для доставки экипажа на поверхности Луны. *Космическая техника и технология*, 2019, № 2, с. 5–13, doi: <https://doi.org/10.33950/spacetech-2308-7625-2019-2-5-13>
- [6] Романов С.Ю., Гузенберг А.С., Рябкин А.М. Концепция комплекса систем жизнеобеспечения экипажей межпланетных экспедиций. *Космическая техника и технология*, 2017, № 3, с. 80–97.
- [7] Шевченко В.В. Утилизация привнесенного на Луну астероидного вещества — экономичный путь к получению космических ресурсов высокой ценности. *Космическая техника и технология*, 2018, № 1, с. 5–22.
- [8] Аверин И.Н., Егоров А.М., Тупицын Н.Н. Особенности построения экспериментальной отработки и эксплуатации двигательной установки разгонного блока ДМ-SL комплекса «Морской старт» и пути ее дальнейшего совершенствования. *Космическая техника и технология*, 2014, № 2, с. 62–73.
- [9] Башмаков В.Н., Корякин А.И., Кропотин С.А. и др. Методология создания и отработки электроракетной двигательной установки телекоммуникационных космических аппаратов «Ямал-200». *Космическая техника и технология*, 2019, № 2, с. 91–106.
- [10] Бордаков В.Н. Теория и расчет рабочего процесса в пневмогидравлических системах. *Вестник МАИ*, 2009, т. 16, № 1. URL: <http://vestnikmai.ru/publications.php?ID=10126>
- [11] Гимадиев А.Г. *Автоматика и регулирование двигательных установок ракетных и космических систем*. Самара, СГАУ, 2010. 201 с.
- [12] Романенко Н.Т., ред. *Агрегаты пневматических систем летательных аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1976. 176 с.
- [13] Ушаков В.В. *Агрегаты пневмогидравлических систем жидкостных ракетных двигательных установок летательных аппаратов*. Москва, МАИ, 1990. 98 с.
- [14] Эйсмонт В.П. *Регуляторы*. Санкт-Петербург, Дитон, 2012. 336 с.
- [15] Гаврилов С.В., Медведев Н.И., Еремичев К.А. *Редуктор давления газа*. Патент РФ 2711772. Заявл. 20.03.2019, опублик. 22.01.2020.
- [16] Богданова Н.В., Васильев В.А., Васильевна Т.В. и др. *Регулятор давления*. Патент РФ 2562275. Заявл. 28.03.2014, опублик. 10.09.2015.
- [17] Васютин Ю.И., Ильин В.Т., Лебедев А.В. и др. *Редуктор давления газа*. Патент РФ 2484434. Заявл. 25.10.2011, опублик. 10.06.2013.
- [18] Гимадиев А.Г., Крючков А.Н., Прокофьев А.Б. и др. *Автоматика и регулирование авиационных двигателей и энергетических установок*. Ч. 1. Самара, СГАУ, 2002. 82 с.
- [19] Попов Д.Н. *Динамика и регулирование гидро- и пневмосистем*. Москва, Машиностроение, 1977. 424 с.
- [20] Шахматов Е.В. *Динамические процессы в гидравлических и пневматических системах летательных аппаратов*. Самара, СГАУ, 2011. 138 с.
- [21] Голубев М.Д. *Газовые регуляторы давления*. Москва, Машиностроение, 1964. 152 с.
- [22] Арзуманов Ю.Л. *Математические модели систем пневмоавтоматики*. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. 294 с.
- [23] Чернышев А.В., Кюрджиев Ю.В., Атамасов Н.В. и др. Обоснование выбора модели рабочего тела при расчете динамических параметров пневмогидравлических систем. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 9, с. 57–62, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2018-9-57-63>
- [24] Рид Р., Праусниц Дж., Шервуд Т. *Свойства газов и жидкостей*. Ленинград, Химия, 1982. 592 с.
- [25] Идельчик И.Е., Штейнберг М.О., ред. *Справочник по гидравлическим сопротивлениям*. Москва, Машиностроение, 1992. 672 с.
- [26] Гимадиев А.Г., Грешняков П.И., Синяков А.Ф. *LMS Imagine.Lab AMESim как эффективное средство моделирования динамических процессов в мехатронных системах*. Самара, Изд-во СамНЦ РАН, 2014. 138 с.

References

- [1] Mikrin E.A. Scientific and engineering problems involved in the implementation of the project "Manned space systems and complexes". *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Space technique and technologies], 2019, no. 3, pp. 5–19 (in Russ.).
- [2] Berkovich Yu.A., Smolyanina S.O., Zheleznyakov A.G. Prospects for using space greenhouses as a part of a suite of crew life support systems of a lunar orbital station, a lunar base and interplanetary transfer vehicles. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Space technique and technologies], 2019, no. 2, pp. 37–54 (in Russ.).
- [3] Guzenberg A.S., Zheleznyakov A.G., Romanov S.Yu., et al. Selecting life support system for the crews of long duration space stations. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Space technique and technologies], 2015, no. 1, pp. 67–80 (in Russ.).
- [4] Maevskiy V.A., Aseev V.V., Ivlev A.S., et al. Some possible fields of utilization of high-temperature superconductivity in lunar exploration program. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Space technique and technologies], 2019, no. 2, pp. 14–26, doi: <https://doi.org/10.33950/spacetech-2308-7625-2019-2-14-27> (in Russ.).
- [5] Makushenko Yu.G., Murtazin R.F., Zarubin D.S. The cislunar spaceport for the crew delivery to the lunar surface. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Space technique and technologies], 2019, no. 2, pp. 5–13, doi: <https://doi.org/10.33950/spacetech-2308-7625-2019-2-5-13> (in Russ.).
- [6] Romanov S.Yu., Guzenberg A.S., Ryabkin A.M. Crew life support system concept for interplanetary missions. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Space technique and technologies], 2017, no. 3, pp. 80–97 (in Russ.).
- [7] Shevchenko V.V. Utilization of the asteroid subject on the moon - a more economic way to obtain cosmic resources of high value. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Space technique and technologies], 2018, no. 1, pp. 5–22 (in Russ.).
- [8] Averin I.N., Egorov A.M., Tupitsyn N.N. Special features of architecture, developmental testing and operation of the propulsion system for the upper stage block DM-SL used in the sea launch complex and avenues to its further improvement. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Space technique and technologies], 2014, no. 2, pp. 62–73 (in Russ.).
- [9] Bashmakov V.N., Koryakin A.I., Kropotin S.A., et al. Methodology of development and test of the electrical rocket propulsion system for telecommunication spacecraft Yamal-200 (to the 15th anniversary of operation in space). *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Space technique and technologies], 2019, no. 2, pp. 91–106 (in Russ.).
- [10] Bordakov V.N. Working process theory and computation for pneumohydraulic systems. *Vestnik MAI* [Aerospace MAI Journal], 2009, vol. 16, no. 1. URL: <http://vestnikmai.ru/publications.php?ID=10126> (in Russ.).
- [11] Gimadiev A.G. *Avtomatika i regulirovanie dvigatel'nykh ustanovok raketnykh i kosmicheskikh sistem* [Automatics and regulation of propulsion plants in rocket and space systems]. Samara, SGAU Publ., 2010. 201 p.
- [12] Romanenko N.T., ed. *Agregaty pnevmaticheskikh sistem letatel'nykh apparatov* [Pneumatic system aggregates of the aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976. 176 p.
- [13] Ushakov V.V. *Agregaty pnevmogidravlicheskh sistem zhidkostnykh raketnykh dvigatel'nykh ustanovok letatel'nykh apparatov* [Pneumohydraulic system aggregates of liquid-propellant aircraft power plants]. Moscow, MAI Publ., 1990. 98 p.
- [14] Eysmont V.P. *Regulyatory* [Regulators]. Sankt-Petersburg, Diton Publ., 2012. 336 p.
- [15] Gavrilov S.V., Medvedev N.I., Eremichev K.A. *Reduktor davleniya gaza* [Gas pressure reducing gear]. Patent RU 2711772. Appl. 20.03.2019, publ. 22.01.2020.
- [16] Bogdanova N.V., Vasil'yev V.A., Vasil'yevna T.V., et al. *Regulyator davleniya* [Pressure regulator]. Patent RU 2562275. Appl. 28.03.2014, publ. 10.09.2015
- [17] Vasyutin Yu.I., Il'in V.T., Lebedev A.V., et al. *Reduktor davleniya gaza* [Gas pressure reducing gear]. Patent RF 2484434. Appl. 25.10.2011, publ. 10.06.2013.

- [18] Gimadiev A.G., Kryuchkov A.N., Prokofyev A.B., et al. *Avtomatika i regulirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. Ch. 1* [Automatics and regulation of aviation engines and power plants. P. 1]. Samara, SGAU Publ., 2002. 82 p.
- [19] Popov D.N. *Dinamika i regulirovanie gidro- i pnevmosistem* [Dynamics and regulation of hydro- and pneumosystems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977. 424 p.
- [20] Shakhmatov E.V. *Dinamicheskie protsessy v gidravlicheskikh i pnevmaticheskikh sistemakh letatel'nykh apparatov* [Dynamic processes in hydraulic and pneumatic aircraft systems]. Samara, SGAU Publ., 2011. 138 p.
- [21] Golubev M.D. *Gazovye regulatory davleniya* [Gas pressure regulators]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1964. 152 p.
- [22] Arzumanov Yu.L. *Matematicheskie modeli sistem pnevmoavtomatiki* [Mathematical models of pneumatic control systems]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2009. 294 p.
- [23] Chernyshev A.V., Kyurdzhiev Yu.V., Atamasov N.V., et al. Justification of the working medium model selection for calculation of dynamic parameters of pneumohydraulic systems. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2018, no. 9, pp. 57–62, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2018-9-57-63> (in Russ.).
- [24] Reid R.C., Prausnitz J.M., Sherwood T.K. *The properties of gases and liquids*. McGraw-Hill, 1977. (Russ. ed.: *Svoystva gazov i zhidkostey*. Leningrad, Khimiya Publ., 1982. 592 p.)
- [25] Idel'chik I.E., Shteynberg M.O., eds. *Spravochnik po gidravlicheskim soprotivleniyam* [Handbook on hydraulic resistances]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992. 672 p.
- [26] Gimadiev A.G., Greshnyakov P.I., Sinyakov A.F. *LMS Imagine.Lab AMESim kak effektivnoe sredstvo modelirovaniya dinamicheskikh protsessov v mekhatronnykh sistemakh* [LMS Imagine.Lab AMESim as an effective modelling software for dynamic processes in mechatronics systems]. Samara, Izd-vo SamNTs RAN Publ., 2014. 138 p.

Статья поступила в редакцию 24.03.2021

Информация об авторах

ЛЕБЕДЕВ Антон Вячеславович — начальник отдела испытаний агрегатов пневмогидравлических систем. ПАО «Ракетно-космическая Корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва» (141070, Королёв, Московская обл., Российская Федерация, ул. Ленина, д. 4А, e-mail: post@rsce.ru).

ЧЕРНЫШЕВ Андрей Владимирович — доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Вакуумная и компрессорная техника». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1, e-mail: av-chernyshev@yandex.ru).

КЮРДЖИЕВ Юрий Владимирович — кандидат технических наук, доцент кафедры «Вакуумная и компрессорная техника». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1, e-mail: uribmstu@yandex.ru).

МИТРОФАНОВ Дмитрий Михайлович — заместитель начальника конструкторского отдела. ПАО «Ракетно-космическая Корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва» (141070, Королёв, Московская обл., Российская Федерация, ул. Ленина, д. 4А, e-mail: dmitry.mitrofanov@rsce.ru).

ИЛЬИЧЕВА Ольга Сергеевна — инженер-конструктор агрегатов пневмогидравлических систем. ПАО «Ракетно-космическая Корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва» (141070, Королёв, Московская обл., Российская Федерация, ул. Ленина, д. 4А, e-mail: post@rsce.ru).

ЯВНА Давид Ефимович — инженер-конструктор агрегатов пневмогидравлических систем. ПАО «Ракетно-космическая Корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва» (141070, Королёв, Московская обл., Российская Федерация, ул. Ленина, д. 4А, e-mail: post@rsce.ru).

Information about the authors

LEBEDEV Anton Vyacheslavovich — Head of the Testing Department for Pneumohydraulic Systems Units. PAO S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (141070, Korolev, Moscow region, Russian Federation, Lenin St., Bldg. 4A, e-mail: post@rsce.ru).

CHERNYSHEV Andrey Vladimirovich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Head of the Department of Vacuum and Compressor Equipment. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Bauman-skaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: av-chernyshev@yandex.ru).

KYURDZHIEV Yuriy Vladimirovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Vacuum and Compressor Equipment. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: uribmstu@yandex.ru).

MITROFANOV Dmitry Mikhaylovich — Deputy Head of the Design Department. PAO S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (141070, Korolev, Moscow region, Russian Federation, Lenin St., Bldg. 4A, e-mail: dmitry.mitrofanov@rsce.ru).

ILICHEVA Olga Sergeevna — Design Engineer of pneumohydraulic systems units. PAO S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (141070, Korolev, Moscow region, Russian Federation, Lenin St., Bldg. 4A, e-mail: post@rsce.ru).

YAVNA David Efimovich — Design Engineer of pneumohydraulic systems units. PAO S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (141070, Korolev, Moscow region, Russian Federation, Lenin St., Bldg. 4A, e-mail: post@rsce.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Лебедев А.В., Чернышев А.В., Кюрджиев Ю.В., Митрофанов Д.М., Ильичева О.С., Явна Д.Е. Динамика рабочих процессов в автоматических регуляторах давления прямого действия пневматических систем космических аппаратов. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 9, с. 65–76, doi: 10.18698/0536-1044-2021-9-65-76

Please cite this article in English as:

Lebedev A.V., Chernyshev A.V., Kyurdzhiev Yu.V., Mitrofanov D.M., Ilicheva O.S., Yavna D.E. Dynamics of Working Processes in Automatic Direct-Acting Pressure Regulators of Pneumatic Spacecraft Systems. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2021, no. 9, pp. 65–76, doi: 10.18698/0536-1044-2021-9-65-76