

## Динамика пневматической системы установки катапультирования моделей самолетов

© В.А. Брусов, Ю.Ю. Мерзликин

Федеральное автономное учреждение «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского», г. Жуковский, 140180, Российская Федерация

*При проектировании и разработке ряда современных самолетов необходимо проведение экспериментальных исследований им подобных моделей при аварийной посадке на водную поверхность. Такие экспериментальные исследования проводятся на специальной установке катапультирования, основным элементом которой является пневматический цилиндр. К штоку цилиндра подвешивается модель самолета и производится ее запуск на водную поверхность. Основной характеристикой запуска моделей самолетов является скорость запуска или скорость катапультирования, которая определяется динамикой пневматической системы, подключенной к цилиндру. Однако скорость катапультирования также зависит и от массы исследуемой модели самолета. Для определения скорости катапультирования модели при проведении экспериментальных исследований разработана математическая модель, которая описывает динамику пневматической системы и ее выходного элемента — пневмоцилиндра. Математическая модель представляет собой систему дифференциальных уравнений, описывающих движение исполнительного органа с учетом законов изменения давлений в полостях исполнительного механизма, сил трения и внешних нагрузок. Расчетные исследования показали возможность получения заданных скоростей катапультирования моделей при использовании выбранной схемы пневматической системы.*

**Ключевые слова:** динамика пневматической системы, самолет, аварийная посадка на воду, скорость катапультирования

**Введение.** Российские нормы летной годности [1] для самолетов транспортной категории регламентируют аварийную посадку (приводнение) на воду. Документ включает требования к проектированию самолетов для такой посадки, процедуры и расчеты, а также анализ инцидентов с приводнением. Согласно требованиям авиационных правил [1], вероятное поведение самолета при посадке на воду должно быть полностью исследовано. Это включает испытания геометрически и динамически подобных моделей самолетов, а также сравнение результатов испытаний с данными о посадках подобных самолетов с известными характеристиками приводнения.

При аварийной посадке учитывают влияние воздухозаборников, закрылок, выступающих частей и другие факторы, которые могут повлиять на гидродинамические характеристики самолета [2]. Для безопасной аварийной посадки на воду должны быть соблюдены и такие условия, как [3]:

- предотвращение зарытия самолета в воду;
- избегание резких курсовых маневров;
- минимизация повреждений конструкции;
- ограничение перегрузок до разумных значений;
- обеспечение продолжительности плавания после посадки, достаточной для эвакуации экипажа и пассажиров;
- наличие и правильное размещение спасательных средств.

Анализ инцидентов с приводнением, регламентированных авиационными правилами, помогает улучшить проектирование самолетов для условий приводнения, например, уделить внимание нижней части фюзеляжа, полу кабины и выбору оптимальной внешней компоновки самолета для условий приводнения. Эксперименты по катапультированию моделей самолетов позволят разработать рекомендации для аварийной посадки на воду для каждого летательного аппарата, которые учитывают факторы, влияющие на процесс посадки, и помогают увеличить шансы на успешное завершение аварийной ситуации.

Экспериментальные исследования проводятся на установке катапультирования, которая расположена на открытом водоеме и предназначена для исследования полета и посадки на воду свободнолетающих моделей сухопутных самолетов, экранопланов и гидросамолетов. Принципиальная схема пневматической системы установки катапультирования представлена на рис. 1.

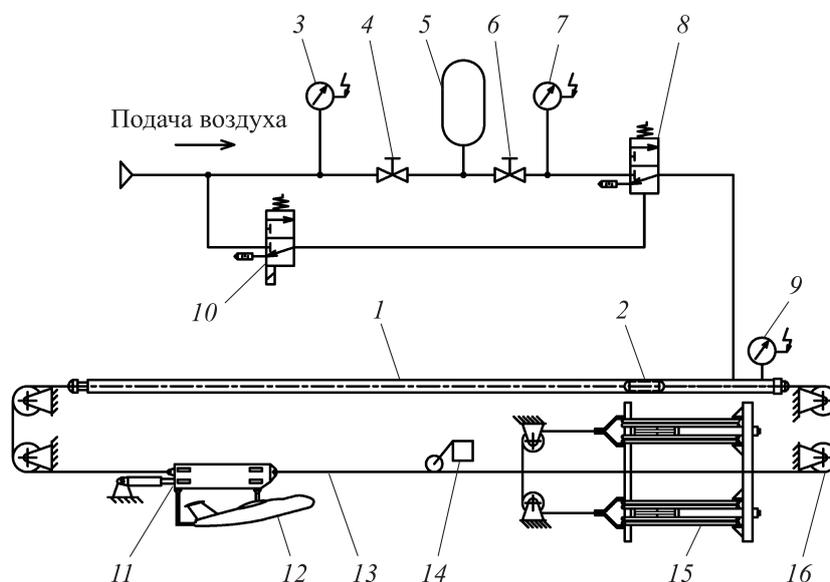


Рис. 1. Принципиальная схема пневматической системы установки катапультирования моделей самолетов

Плавающая часть представляет собой П-образную ферменную сварную конструкцию, смонтированную на двух цилиндрических понтонах. На плавающей части расположены: пневматический цилиндр 1 и поршень 2, с помощью которых осуществляется разгон модели 12; рабочий ресивер для сжатого воздуха 5; рельсовый путь, по которому движется стартовая каретка 11; клапан с пневмоуправлением 8, подающий воздух в цилиндр 1; клапан с электроуправлением 10, осуществляющий переключение клапана 8; отсекающие клапаны 4 и 6, перекрывающие магистраль подачи сжатого воздуха и отключающие от установки ресивер 5; датчики давления во входной магистрали, после ресивера и перед штоком в цилиндре 3, 7 и 9 соответственно.

Каретка через ролики 16 связана с тросом 13, на котором закреплен поршень пневмоцилиндра. Перед пуском производится подача сжатого воздуха в рабочий ресивер, давление которого соответствует заданной скорости катапультирования модели, после чего открывается запорный вентиль 6. До пуска каретка удерживается с помощью электромагнитного замка. Поршень и связанная с ним стартовая каретка приводятся в движение после подачи воздуха через клапан 8 в пневмоцилиндр и открытия электромагнитного замка, которым управляет датчик давления 9. Управление клапана 8 происходит за счет подачи сжатого воздуха в его управляющий канал путем переключения вспомогательного клапана с электроуправлением 10. Происходит запуск модели самолета 12.

На конечном участке движения каретка наезжает на концевой выключатель 14, что приводит к отсоединению модели самолета и дальнейшему ее свободному полету на водную поверхность, а также отключению подачи воздуха и его срабатыванию через пневмоглушитель клапана 8. Одновременно происходит торможение каретки тормозной системой 15, которая состоит из двух блоков резиновых амортизаторов, связанных тросом. Возврат каретки в стартовое положение производится с помощью ручной лебедки.

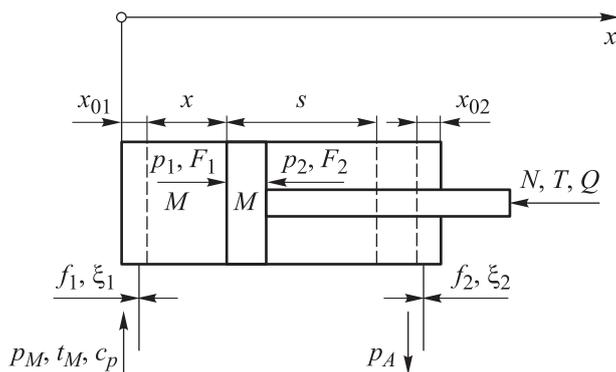
Скорость запуска модели самолета варьируется от 10 м/с до 35 м/с и определяется коэффициентом динамического подобия модели, а также режимами аварийного приводнения конкретного самолета [4–7]. Для того чтобы запустить модель на водную поверхность с требуемой скоростью, установка катапультирования должна обладать определенной динамикой разгона каретки. Эти динамические характеристики зависят от параметров (возможностей) пневматической системы установки катапультирования.

Цель настоящей работы — определение динамики разгона поршня пневмоцилиндра в зависимости от задаваемых параметров пневматической системы, а также от массы испытываемой модели самолета.

**Методы решения.** Математическая модель пневмопривода представляет собой систему дифференциальных уравнений, описывающих движение исполнительного органа с учетом законов изменения давлений в полостях исполнительного механизма, сил трения и внешних нагрузок [8]. При расчетах типовых пневмоприводов характеристики подводящих и отводящих трубопроводов учитывают как дополнительные сопротивления, а объем трубопроводов при расчетах прибавляют к объемам соответствующих полостей привода.

При описании газодинамических процессов, происходящих в полостях пневмоцилиндра, подводящих и отводящих трубопроводах, приняты следующие допущения. Газодинамические процессы рассматриваем как квазистационарные, протекающие при установившихся режимах течения. Утечками воздуха из полостей пневмоцилиндра пренебрегаем. Процесс течения газа в трубопроводах считаем изотермическим. Теплообменом в полостях пневмопривода пренебрегаем.

Расчетная схема привода на базе пневмоцилиндра представлена на рис. 2.



**Рис. 2.** Расчетная схема усилий, действующих на рабочий цилиндр пневмопривода установки катапультирования:

$x$  — координата положения поршня;  $x_{01}$  — начальное положение поршня;  $x_{02}$  — граничное условие положения поршня, определяемое разностью длиной пневмоцилиндра и значением  $x_{02}$ ;  $s$  — текущий ход поршня;  $p_M$  — давление питания;  $p_1$  и  $p_2$  — давление в поршневой и штоковой полостях пневмоцилиндра;  $p_A$  — давление в сливной магистрали (атмосферное давление);  $f_1$  и  $f_2$  — площадь проходного сечения подводящей и отводящей магистрали;  $F_1$  и  $F_2$  — поперечная площадь поршневой и штоковой полости пневмоцилиндра;  $\xi_1$  и  $\xi_2$  — коэффициент сопротивления течения воздуха в подводящей и отводящей магистрали;  $c_p$  — удельная теплоемкость;  $N$  — постоянная нагрузка;  $T$  — суммарная сила трения;  $Q$  — сила вязкого трения

В общем случае уравнение движения пневмопривода с массой  $M$  подвижных частей определяется из уравнения Ньютона [9]:

$$M \frac{d^2 x}{dt^2} = \sum_{i=1}^n R_i, \quad (1)$$

где  $\sum_{i=1}^n R_i$  — сумма сил, действующих на поршень со штоком, которые включают силу  $p_1 F_1$ , действующую на поршень в поршневой полости, силу в штоковой полости  $p_2 F_2$  и силу атмосферного давления  $p_A(F_1 - F_2)$ , действующую на торцевую поверхность штока снаружи пневмоцилиндра.

Подставляя все значения сил в уравнение (1), получим следующее уравнение, описывающее движение поршня [10]:

$$M \frac{d^2 x}{dt^2} = p_1 F_1 - p_2 F_2 - p_A(F_1 - F_2) - N - T_S - T_D - Q, \quad (2)$$

где  $N$  — постоянная нагрузка;  $T_S$  — сила трения покоя;  $T_D$  — сила сухого трения;  $Q$  — сила вязкого трения.

Для решения уравнения (2) необходимо записать:

– уравнения изменения давлений в поршневой и штоковой полостях;

– уравнения, описывающие закон изменения сил сухого, вязкого трения и трения покоя;

– условия, ограничивающие движение поршня в диапазоне изменения координаты движения штока цилиндра от нуля до заданной длины хода.

Для определения функций давления в полостях пневмоцилиндра воспользуемся первым законом термодинамики [11]. Количество энергии  $dQ_M$ , поступающей с газом в полость нагнетания из магистрали, идет на изменение внутренней энергии газа  $dU_1$  в полости и на совершение работы привода  $dL$  [12]:

$$dQ_M = dU_1 + dL. \quad (3)$$

Количество энергии  $dQ_M$ , поступающей с элементарной массой газа  $dm$ , определяется выражением

$$dQ_M = q dm, \quad (4)$$

где  $q$  — удельная энергия поступающего в полость газа.

Как известно из термодинамики [13], удельная энергия газа  $q$  определяется его теплосодержанием — энтальпией  $i$ , которая связана с удельной теплоемкостью  $c_p$  и температурой газа в магистрали  $T_M$  следующей зависимостью:

$$q = i = c_p T_M. \quad (5)$$

Элементарная масса газа  $dm$  выражается через массовый расход  $G_M$ :

$$dm = G_M dt. \quad (6)$$

Тогда уравнение изменения внутренней энергии газа имеет вид

$$dU_1 = d(c_V T_1 m_1) = c_V d(T_1 m_1), \quad (7)$$

где  $c_V$  — удельная теплоемкость газа при постоянном объеме;  $T_1$  — температура газа в полости нагнетания;  $m_1$  — масса газа в полости нагнетания.

Масса газа в полости является функцией плотности и объема полости  $V_1$ .

Окончательно, после соответствующих преобразований выражений (3)–(7) можно получить уравнение, которое описывает процесс изменения давления в полости нагнетания привода или процесс наполнения постоянного объема:

$$\frac{dp_1}{dt} = \frac{kf_1 \sqrt{RT_M}}{F_1(x+x_{01})\sqrt{\zeta_1}} \sqrt{p_M^2 - p_1^2} - \frac{kp_1}{x+x_{01}} \frac{dx}{dt}, \quad (8)$$

где  $k$  — коэффициент Пуассона.

Уравнение изменения давления газа в выхлопной полости можно получить через вычисление количества энергии, вытекающей с газом из выхлопной полости, которое идет на изменение внутренней энергии газа  $dU_2$  в полости и на совершение работы привода  $dL_2$ :

$$\frac{dp_2}{dt} = -\frac{kf_2 \sqrt{RT_2}}{F_2(s-x+x_{02})\sqrt{\zeta_2}} \sqrt{p_2^2 - p_A^2} + \frac{kp_2}{(s-x+x_{02})} \frac{dx}{dt}. \quad (9)$$

При отсутствии теплообмена изменение состояния газа в выхлопной полости происходит по адиабатическому закону [14], поэтому температуру  $T_2$  в уравнении можно выразить через давление  $p_2$  из уравнения адиабатического процесса.

Координата положения поршня  $x$  изменяется в диапазоне от нуля до  $s$ , т.е. поршень в пневмоцилиндре перемещается от упора до упора. Это ограничение необходимо отразить в математической модели. Формальное решение системы дифференциальных уравнений, описывающих движение пневмопривода без учета этих ограничений, приводит к абсурдным результатам.

Силы сухого трения  $T_D$  и трения покоя  $T_S$  определяются из следующих уравнений:

$$T_D = \begin{cases} P_p = p_1 F_1 - p_2 F_2 - p_A (F_1 - F_2), & P_p < T_0; \quad \frac{dx}{dt} = 0; \\ T_0 \operatorname{sign} \frac{dx}{dt}, & P_p \geq T_0; \quad \frac{dx}{dt} \neq 0; \end{cases} \quad (10)$$

$$T_S = \begin{cases} P_p, & P_p < T_{\text{пок}}; \quad \frac{dx}{dt} = 0; \\ T_{\text{движ}}, & P_p \geq T_{\text{пок}}; \quad \frac{dx}{dt} \neq 0. \end{cases} \quad (11)$$

Здесь  $T_{\text{пок}}$  и  $T_{\text{движ}}$  — силы, возникающие в момент страгивания поршня и при его движении.

Сила вязкого трения определяется соотношением

$$Q = h \frac{dx}{dt}, \quad (12)$$

где  $h$  — коэффициент вязкого трения.

В действительности до момента начала движения привода ускорение, скорость и координата поршня равны нулю. Поэтому следует дополнить математическую модель пневмопривода соответствующими логическими условиями, что принципиально важно при составлении программы расчета переходных процессов в пневмоприводе. В данном случае эти условия можно выразить следующим образом. Если пневмоцилиндр находится в крайнем левом положении, то необходимо сразу после вычисления ускорения искусственно задать ускорение, скорость движения и координату равными нулю.

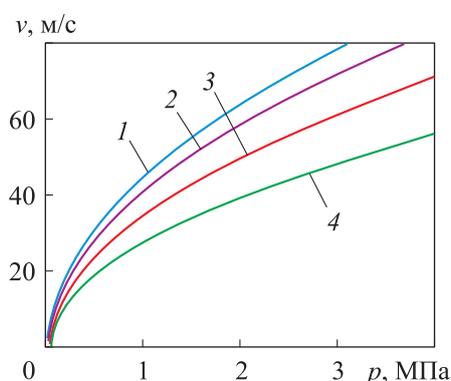
**Расчетные исследования.** Расчет скорости катапультирования модели самолета проведен в зависимости от ее массы и подаваемого давления в полость пневматического цилиндра. Для определения скорости каретки катапульты расчеты проведены по уравнению (2) с использованием уравнений (8)–(12).

При расчете скорости модели самолета приняты следующие допущения:

- трос неупругий;
- кинетическая энергия троса пренебрежимо мала;
- аэродинамическое сопротивление движущихся частей равно нулю;
- начальный объем цилиндра в штоковой полости является малой величиной по сравнению с объемом ресивера;
- газодинамические процессы квазистационарные, протекающие при установившихся режимах течения;

- температура и давление воздуха в магистрали питания постоянные;
- утечки воздуха из полостей пневмоцилиндра пренебрежимо малы;
- процесс течения газа в трубопроводах считается изотермическим;
- теплообмен в полостях пневмопривода отсутствует;
- при перемещении штока воздух в поршневой полости расширяется по политропическому закону.

Зависимость скорости катапультирования модели от давления при различных исходных параметрах представлена на рис. 3.



**Рис. 3.** Скорость катапультирования модели самолета при исходной массе модели самолета 10 кг (1), 15 кг (2), 20 кг (3), 30 кг (4)

**Заклучение.** Расчетные исследования показали возможность получения с помощью выбранной схемы пневматического привода заданных скоростей катапультирования моделей, например:

- при массе модели самолета 10 кг скорость катапультирования 30 м/с достигается при давлении 5 атм;
- при массе модели самолета 20 кг скорость катапультирования 30 м/с достигается при давлении 8 атм;
- при массе модели самолета 30 кг скорость катапультирования 30 м/с достигается при давлении 12,5 атм.

С использованием разработанной математической модели пневматической системы возможно определить динамику разгона поршня пневмоцилиндра в зависимости от задаваемых параметров (давление питания, диаметры поршня и штока, площади сечений подводящих воздушных магистралей, масса испытываемой модели самолета).

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Авиационные правила. Ч. 25: Нормы летной годности самолетов транспортной категории.* Москва, Изд-во МАК, 1994.

- [2] Гонцова Л.Г. *Исследования гидродинамики вынужденной посадки летательных аппаратов на воду и разработка на их основе рекомендаций по выбору параметров ЛА. Автореф. дис. ... канд. техн. наук.* Москва, 2004, 25 с.
- [3] Гонцова Л.Г., Шорыгин О.П., Беляевский А.Н. Гидродинамика аварийной посадки на воду сухопутных самолетов. *Сборник докладов IV научной конференции по гидроавиации «Гидроавиасалон 2002».* Москва, Изд-во ЦАГИ, 2002, с. 327–333.
- [4] Серeda В.А. Классификация законов распределения тягового усилия наземных пусковых устройств беспилотных летательных аппаратов. *Авиационно-космическая техника и технология*, 2010, № 4 (71), с. 63–66.
- [5] McGeer В.Т., von Flotow А.Н., Roeseler С. *Methods and apparatuses for launching unmanned aircraft, including releasably gripping aircraft during launch and breaking subsequent grip motion: United States Patent No. US 7,165,745 B2.* Date of Patent: Jan. 23, 2007.
- [6] Серeda В.А., Авилов И.С. Оптимизация динамических характеристик пневматического пускового устройства беспилотного летательного аппарата. *Авиационно-космическая техника и технология*, 2010, № 6 (73), с. 23–27.
- [7] Серeda В.А. Комплексно-сопряженная модель пневмогидравлического наземного пускового устройства беспилотного летательного аппарата. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, 2011, № 50, с. 17–24.
- [8] Рахматуллин Х.А., Сагомоян А.Я., Бунимович А.И., Зверев М.Н. *Газовая динамика.* Москва, Высшая школа, 1965, 722 с.
- [9] Бекнев В.С., Епифанов В.М., Леонтьев А.И. *Газовая динамика.* 2-е изд. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1997, 445 с.
- [10] Герц Е.В., Крейнин Г.В. *Расчет пневмоприводов.* Москва, Машиностроение, 1975, 267 с.
- [11] Егоров И.Н., Кретинин Г.В., Матусов И.Б. Многокритериальная оптимизация сложных технических систем от проектирования до управления. *Проблемы машиностроения и надежности машин.* 1998, № 2, с. 12–18.
- [12] Попов Д.Н. *Динамика и регулирование гидро- и пневмосистем.* Москва, Машиностроение, 1987, 467 с.
- [13] Попов Д.Н. *Механика гидро- и пневмоприводов.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002, 320 с.
- [14] Krivts I.L., Krejnin G.V. *Pneumatic actuating systems for automatic equipment. Structure and design.* FL: CRS Press, 2006, 343 p.

Статья поступила в редакцию 01.09.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Брусов В.А., Мерзликин Ю.Ю. Динамика пневматической системы установки катапультирования моделей самолетов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 12. EDN GTSTRY

**Брусов Василий Андреевич** — канд. техн. наук, старший научный сотрудник ФАУ «ЦАГИ». Специалист в области динамики летательных аппаратов и транспортных средств на воздушной подушке, гидравлики и гидропневмоавтоматики.  
e-mail: vasyab2@rambler.ru

**Мерзликин Юрий Юрьевич** — начальник испытательного центра «Гидродинамика и промышленная аэродинамика» ФАУ «ЦАГИ». Специалист в области аэрогидродинамики летательных аппаратов безаэродромного базирования.  
e-mail: ymerzlikin@gmail.com

## Dynamics of pneumatic system of ejection system for aircraft models

© V.A. Brusov, Yu.Yu. Merzlikin

Central Aerohydrodynamic Institute named after Professor N.E. Zhukovsky,  
Zhukovsky town, 140180, Russian Federation

*When designing and developing a number of modern aircraft, it is necessary to conduct experimental studies of their similar models during an emergency landing on a water surface. Such experimental studies are conducted on a special ejection system, the main element of which is a pneumatic cylinder. A model of the aircraft is suspended from the cylinder rod and launched on water surface. The main characteristic of aircraft model launches is the launch speed or ejection speed, which is determined by the dynamics of the pneumatic system connected to the cylinder. On the other hand, the ejection speed depends on the mass of the aircraft model being studied. To determine the ejection speed of the model during experimental studies, a mathematical model has been developed that describes the dynamics of the pneumatic system and its output element, the pneumatic cylinder. The mathematical model is a system of differential equations that describe the movement of the actuator, taking into account the laws of pressure changes in the cavities of the actuator, friction forces, and external loads. Calculations studies have shown the possibility of obtaining the specified ejection speeds of models when using the chosen scheme of the pneumatic system.*

**Keywords:** pneumatic system, dynamics, aircraft, water landing, ejection speed

### REFERENCES

- [1] *Aviatsionnyye pravila. Ch. 25: Normy letnoy godnosti samoletov transportnoy kategorii* [A viation rules. P.25: Airworthiness standards for transport category aircraft]. Moscow, MAK Publ., 1994.
- [2] Goncova L.G. *Issledovaniya gidrodinamiki vynuzhdennoi posadki letatelnykh apparatov na vodu I razrabotka na ich osnove rekomendatsiy po vyboru parametrov LA: Avtoref. dis. ... kand. tekhn. nauk* [Research on the hydrodynamics of forced water landings of aircraft and the development of recommendations for selecting aircraft parameters based on this research. Abstract of Diss. Cand. Sc. (Eng.)]. Moscow, 2004, 25 p.
- [3] Goncova L.G., Shorygin O.P., Belyaevskiy A.N. *Gidrodinamika aviarnoy posadki na vodu sukhoputnykh samoletov* [Hydrodynamics of emergency water landings of land-based aircraft.]. In: Collection of Papers of the IV Scientific Conference on Hydroaviation "Hydroaviasalon 2002". Moscow, TsAGI Publ., 2002, pp. 327–333.
- [4] Sereda V.A. *Klassifikatsia zakonov raspredelenia tyagovogo usilia puskovykh nazemnykh ustroystv bespilotnykh letatelnykh apparatov* [Classification of the laws of thrust distribution of ground-based launchers for unmanned aerial vehicles]. *Aerospace Engineering and Technology*, 2010, no. 4 (71), pp. 63–66.
- [5] McGeer B.T., von Flotow A.H., Roeseler C. *Methods and apparatuses for launching unmanned aircraft, including releasably gripping aircraft during launch and breaking subsequent grip motion: United States Patent No. US 7,165,745 B2*. Date of Patent: Jan. 23, 2007.
- [6] Sereda V.A., Avilov I.S. *Optimizatsia dinamicheskikh kharakteristik pnevmaticheskogo puskovogo ustroystva bespilotnogo letatel'nogo apparata* [Optimization of

- the dynamic characteristics of an unmanned aerial vehicle's pneumatic launcher]. *Aerospace Engineering and Technology*, 2010, no. 6 (73), pp. 23–27.
- [7] Sereda V.A. Kompleksno-sopryazhennaya model pnevmogidravlicheskogo nazemnogo puskovogo ustroystva bespilotnogo letatel'nogo apparata [Complex-coupled model of a pneumohydraulic ground-based launch device for an unmanned aerial vehicle]. In: *Open Information and Computer Integrated Technologies*, 2011, no. 50, pp. 17–24.
- [8] Rakhmatullin Kh.A., Sagomonyan A.Ya., Bunimovich A.I. *Gazovaya dimamika* [Gas dynamics]. Moscow, Vysshaya Shkola Publ., 1965, 722 p.
- [9] Beknev V.S., Epifanov V.M., Leontiev A.I. *Gazovaya dimamika* [Gas dynamics]. Moscow, BMSTU-Press., 1997, 445 p.
- [10] Herz E.V., Krejnin G.V. *Raschet pnevmoprivodov* [Calculation of pneumatic actuators]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975, 267 p.
- [11] Egorov I.N., Krejnin G.V., Matusov I.B. Mnogokriterialnaya optimizatsiya slozhnykh tekhnicheskikh sistem ot proektirovaniya do upravleniya [Multi-criteria optimization of complex technical systems from design to management]. *Journal of Machinery Manufacture and Reliability*, 1998, no. 2, pp. 12–18.
- [12] Popov D.N. *Dinamika i regulirovanie gidro i pnevmosistem* [Dynamics and regulation of hydro- and pneumosystems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987, 467 p.
- [13] Popov D.N. *Mechanika gidro- i pnevmoprivodov* [Mechanics of hydraulic and pneumatic actuators]. Moscow, BMSTU-Press, 2002, 320 p.
- [14] Krivits I.L., Krejnin G.V. *Pneumatic actuating systems for automatic equipment*. Structure and design. FL, CRS Press, 2006, 343 p.

**Brusov V.A.**, Ph.D., Senior Researcher, Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Specialist in the field of dynamics of air-cushion aircraft and vehicles, hydraulics, hydraulic pneumoautomatics. e-mail: vasyab2@rambler.ru

**Merzlikin Yu.Yu.**, head of the Testing Center “Hydrodynamics and Industrial Aerodynamics”, Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Specialist in aerohydrodynamic of aircrafts. e-mail: ymerzlikin@gmail.com