

## ПУСКОВАЯ УСТАНОВКА БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

**Сысоев С.Н.**

*Владимирский государственный университет  
имени Александра Григорьевича и Николая Григорьевича Столетовых, Владимир*

**Ключевые слова:** торообразная оболочка, разгонный привод, пусковая установка, летательный аппарат.

**Аннотация.** Совершенствование пусковых установок беспилотных летательных аппаратов является актуальной задачей для их успешного использования в едином воздушном пространстве России. Анализируются преимущества и недостатки установок, применяемых для запуска беспилотных летательных аппаратов различных типов и конструкций. Отмечается перспективность развития нового вида пусковых установок беспилотных летательных аппаратов с камерными торообразными разгонными приводными механизмами. Метод работы устройств заключается в использовании эффективной площади камеры для создания силового воздействия на разгоняемый объект. Сначала накапливают энергию, аккумулируя в рабочей камере, а затем используют её, направляя на объект. Это позволяет создавать установки, обладающие простотой конструкции, управления и скрытностью, заключающейся в отсутствии при запуске термического следа и шумового воздействия. Кроме этого, размещение разгоняемого объекта в торообразной оболочке при транспортировке и запуске устраняет возможность повреждений, но ограничивает возможность использования их с расширенными типоразмерами. Предложена пусковая установка с торообразным пневматическим разгонным приводом и дополнительной камерой, что упрощает конструкцию стартового устройства, уменьшает влияние габаритных размеров запускаемого объекта на скоростные характеристики устройства. Установлено, что увеличение диаметра и длины объекта не всегда приводят к повышению скорости вылета объекта. Данный недостаток устранен подключением к пневмосети ресивера, компенсирующего изменение объема камеры.

## UNMANNED AERIAL VEHICLE LAUNCHER

**Sysoev S.N.**

*Vladimir State university named after Alexander and Nikolay Stoletovs, Vladimir*

**Keywords:** toroid-shape capsule, accelerating actuator, drone launcher, aerial vehicle.

**Abstract.** Improving the launchers of unmanned aerial vehicles is an urgent task for their successful use in the Single Russian Sky. The advantages and disadvantages of systems for drone launchers of various types and designs are analyzed. Promising outlook for the development of a new type of drone launchers with chamber toroid-shape accelerating actuator is noted. The method of the device operation is implicated in the usage of the effective camera area to create a force effect on the object being accelerated. First, they accumulate significant energy, accumulating in the working chamber, and then use it, directing it to the object. This makes it possible to create the systems being endowed with simplicity of design, control and security, involving the absence of a thermal trace and noise exposure on launch. Moreover, the placement of the accelerating objects in the toroid-shape capsule when transporting and launching eliminates the possibility of damage, but delimitates their applicability with extended types. A launcher with a toroid-shape pneumatic accelerating actuator and auxiliary chamber is proposed, which simplifies the design of the starter, reduces the influence of the overall dimensions of the launched object on the speed characteristics of the device. It is established that the expanding of the object diameter and length theoretically increase the pulling force and the length of acceleration, respectively, do not always lead to the object fly off speed-up. This drawback has been eliminated by the connecting of the receiver to the pneumatic circuit, balanced the chamber volume change.

### Введение

Насыщение беспилотными летательными судами единого воздушного пространства Российской Федерации [1] предусматривает системное развитие отечественных авиационных комплексов с беспилотными летательными аппаратами (БЛА).

В настоящее время подавляющее большинство БЛА запускается при помощи катапульт с различными типами приводов [2-4], имеющих свои преимущества и недостатки. Для запуска мини БЛА успешно применяются катапульты с торсионным, резиновым приводом, одним из основных преимуществ которого является скрытность работы. Однако они обладают такими недостатками как низкая энерговооруженность, невозможность работы при низких температурах.

Пороховые, паровые, электромагнитные и пневматические катапульты, имеющие высокую энерговооруженность, применяют для запуска тяжелых БЛА. При всех положительных качествах данных катапульт, они имеют и существенные недостатки, включая отсутствие скрытности работы, низкий КПД (4-6%) [5].

В современных условиях для выполнения разнообразных задач гражданского и военного назначения важную роль играет возможность хранения, транспортировки и базирования пусковых установок (БЛА) на типовых авиационных, морских и наземных носителях. Размещение БЛА в транспортно-пусковом контейнере (ТПК) позволяет решить задачу универсальности базирования пусковых установок.

Например, в пусковой установке БЛА [6, стр. 521-522] запуск объектов осуществляют аналогично работе миномета.

Данная схема имеет ограниченные возможности его использования и низкую скрытность работы устройства.

Контейнерная система старта, транспортирования и хранения БЛА применяется в стартовом устройстве разработки немецкого концерна STN Ftlas [6, стр. 182-185; 7], где корпус установки закрепляют на колесном автомобильном шасси. Старт БЛА производят с использованием ракетного разгонного двигателя.

Камерный привод с торообразной оболочкой применяется в пусковом устройстве разработки Владимирского государственного университета [8].

В исходном, транспортном положении запускаемый объект 1 охватывается торообразной оболочкой 2 как с боковых, так и с торцевых поверхностей (рис. 1,а). В камере создают давление  $p_{тр}$ . В связи с тем, что эффективные площади торцевых поверхностей камеры одинаковы, то независимо от величины давления в ней, выталкивающая объект сила равна нулю. Изменение эффективных площадей торцевых поверхностей приводит к возникновению выталкивающей из оболочки силы  $F_{раз}$  (рис. 1,б). Оболочка, выворачиваясь, разгоняет БЛА.

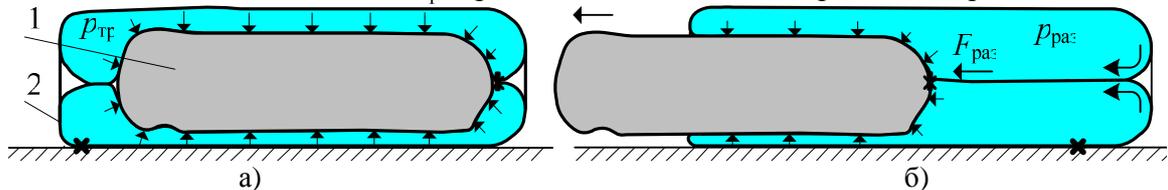


Рис. 1. Схема торообразного разгонного устройства: а) исходное, транспортное положение БЛА; б) этап разгона

Устройство обладает простотой конструкции, управления и скрытностью, не оставляя термического следа и шумового воздействия.

Стартовое устройство [9] с расположением БЛА вне оболочки торообразного пневмомеханического разгонного привода работает с расширенными типоразмерами запускаемого объекта.

Однако, применение запускаемых объектов с меньшими размерами по длине уменьшает длину разгонного пути, и, соответственно, скорость выхода БЛА из пусковой установки.

### Материалы и методы исследования

Цель работы: повышение скоростных характеристик стартового устройства при работе с расширенными типоразмерами запускаемого объекта.

Объектом исследования является функционирование пневматических камерных приводов. Предмет исследования – пусковая установка БЛА с пневматическим торообразным разгонным приводом.

Для решения поставленной задачи предложена идея использовать торообразную камеру, охватывающую запускаемый объект, в качестве поршня пневмомеханического силового цилиндра.

В стартовом устройстве (рис. 2, а) запускаемый объект 1 устанавливают в контейнер, выполненный из корпуса 2, внутри которого закреплена торообразная герметичная гибкая

оболочка 3, образующая камеру *A*. Контейнер закрыт крышкой 4 со стороны, противоположной направлению запуска объекта 1, образуя герметичную камеру *B*, выполненную с возможностью соединения с источником питания воздухом. На торообразной камере 3 со стороны, противоположной направлению запуска объекта, в исходном положении запускаемого объекта, закреплена пластина 5, размером меньшим наружного диаметра камеры.

На корпусе 2 контейнера установлена защелка 6, выполненная с возможностью фиксации и расфиксации торообразной оболочки 3 в её крайнем правом положении.

В исходном среднем осевом расположении торообразной оболочки 3 в корпусе 2 камера *B* соединена с атмосферой.

Для запуска стартового устройства в камере *A* создают рабочее давление  $p_1$  (рис. 2,а). На данном этапе на запускаемый объект не действует выталкивающая из торообразной оболочки сила, а также его возможное осевое перемещение ограничено фиксатором 5 и силовым воздействием  $F_{\phi 1}$  на камеру 3.

Для пуска объекта 1 полость *B* соединяют с пневмолинией избыточного давления (рис. 2,б). Повышение величины давления первоначально не приводит к выворачиванию торообразной камеры, так как она удерживается защелкой 6 и силовым воздействием  $F_{\phi 1}$ .

Только при достижении требуемого усилия  $F_{p1}$  от давления разгона  $P_{p1}$  пластина 5 вворачивается в оболочку 3, обхватывается ей, и усилие  $F_{p1}$  становится равным нулю.

Также при достижении требуемого усилия  $F_{p2}$  оболочка выворачиваясь, перемещает защелку 6, убирая ограничение на перемещение камеры влево, разгоняя объект 1 (рис. 2,в).

Далее объект 1 перемещается относительно камеры 3, и увеличивается эффективная площадь её левой торцевой поверхности. Возникающая толкающая сила  $F_{p2}$  дополнительно разгоняет объект 1 (рис. 2,в).

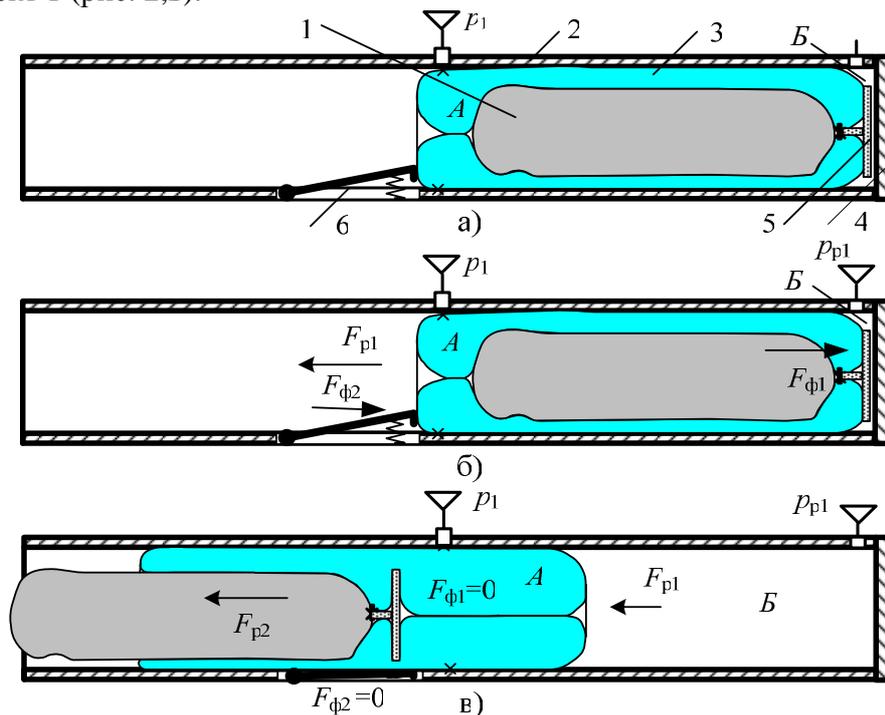


Рис. 2. Этапы работы стартового устройства с расширенными типоразмерами запускаемого объекта:  
а) исходное положение; б) предстартовый; в) стартовый

Данное техническое решение упрощает конструкцию стартового устройства, уменьшает влияние габаритных размеров запускаемого объекта на скоростные характеристики устройства.

При одинаковых габаритных размерах контейнера создание и использование дополнительной камеры позволяет увеличить тяговое усилие разгона запускаемого объекта и автоматизировать этап подготовки к работе устройства.

Применялась торообразная оболочка диаметром 110 мм, выполненная из ткани прорезиненной 5254/1-1А толщиной 0,2 мм, расположенная в корпусе 1 (рис. 3,а).

Для определения скорости вылета применен лазерный датчик мод. BGL 180A-001-S49. Скорость схода определялась с использованием методики [10] измерения времени прерывания лазерного сигнала корпусом запускаемого объекта.

Приведенные примеры графиков (рис. 3) показывают, что, как и предполагалось, увеличение давления в камере приводит к увеличению скорости вылета и тягового усилия механизма. Чем меньше масса разгоняемого объекта, тем больше скорость его вылета.

Однако эксперименты показали, что увеличение диаметра и длины объекта, которые теоретически повышают соответственно тяговое усилие и длину разгона, не всегда приводят к повышению скорости вылета объекта.

Увеличение размеров запускаемого объекта при низких величинах давлений в камере (0,2÷0,3 атм.) приводит к обратной зависимости. Это связано с тем, что при выходе объекта из охватываемой его оболочки увеличивается объем торообразной камеры, что приводит к снижению давления.

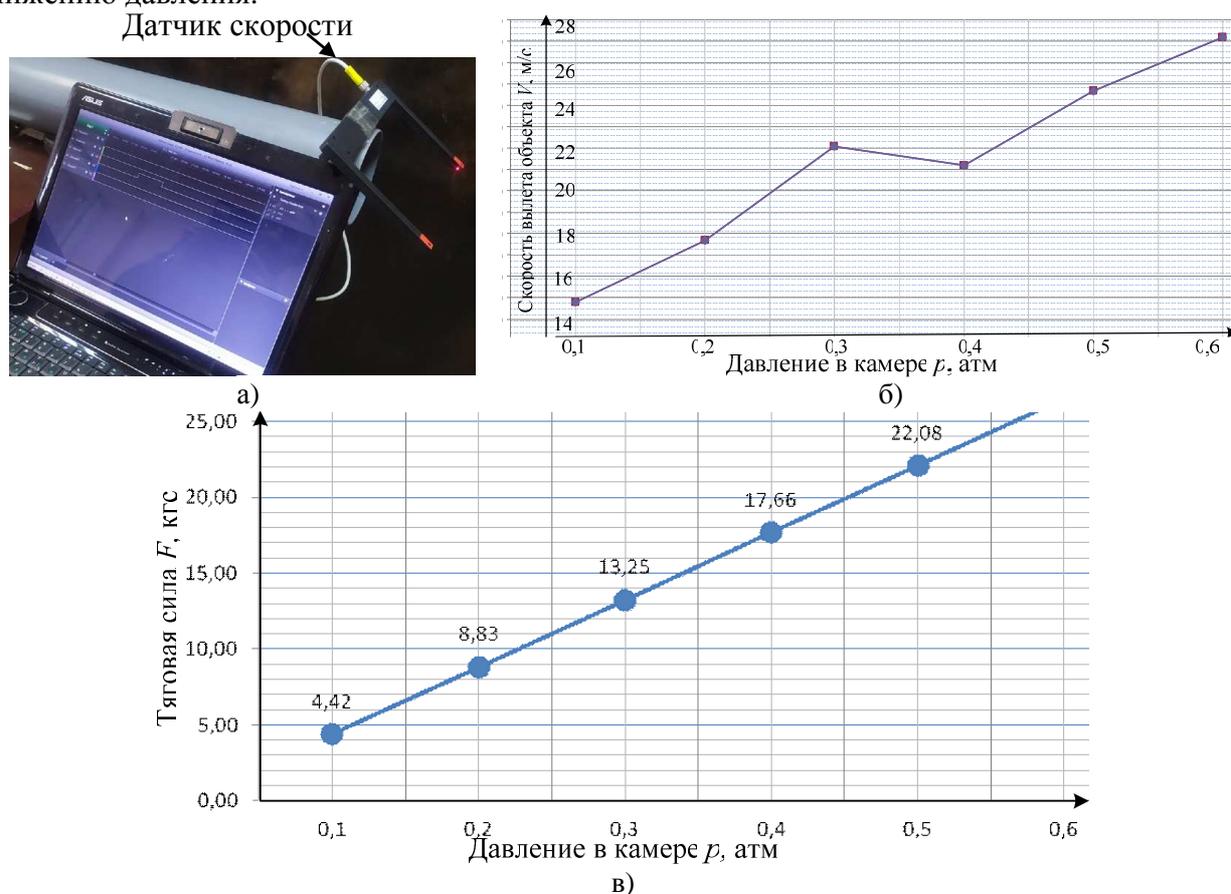


Рис. 3. Лабораторный стенд разгонного приводного механизма стартового устройства: а) вид общий; б), в) графики зависимости соответственно скорости вылета запускаемого объекта и тяговой силы от давления в камере для разгоняемого объекта диаметром 80 мм

Данный недостаток устранен подключением к пневмосети ресивера, компенсирующий изменение давления в камере при изменении её объема.

### Заключение

Проведенный анализ современных пусковых установок БЛА выявил их отдельные недостатки, связанные с низкой эффективностью их работы с расширенными типоразмерами запускаемого объекта.

Синтезирована высокоскоростная пусковая установка с торообразным пневматическим разгонным приводом, позволяющая запуск объектов с расширенными типоразмерами.

Параметрические исследования разгонного торообразного приводного механизма позволили повысить эффективность его работы за счет использования ресивера, стабилизирующего давление в рабочей камере.

### Список литературы

1. Распоряжение Правительства Российской Федерации от 05.10 2021 № 2806-р «Об утверждении Концепции и плана реализации Концепции интеграции беспилотных воздушных судов в единое воздушное пространство РФ в части развития технологий»: [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/402806027/>.
2. Обзор существующих подходов к взлету беспилотного летательного аппарата [Электронный ресурс] – Режим доступа: [https://studbooks.net/2450794/tehnika/obzor\\_suschestvuyuschih\\_podhodov\\_vzletu\\_bespilotnogo\\_letatel'nogo\\_apparata](https://studbooks.net/2450794/tehnika/obzor_suschestvuyuschih_podhodov_vzletu_bespilotnogo_letatel'nogo_apparata).
3. Набатов Н.С. Электромагнитные катапульты для авианосцев: за и против // Авиационные системы. – 2019. – №9. – С.18-21.
4. Баганов А.П., Бутов В.Г., Носов Г.В., Носова М.Г., Синяев С.В., Солоненко В.А. Электромагнитная катапульта для запуска тяжелых дронов с малоразмерных судов // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. – 2021. – №71. – С. 25-34.
5. Бурцева Н. Взлет с ускорением: история развития стартовых катапульт // Воздушно-космическая сфера. – 2016. – №3/4(88/89). – С. 38.
6. Иванов М.С., Аганесов А.В., Крылов А.А. Беспилотные летательные аппараты. Справочное пособие. – Воронеж: Научная книга, 2015. – 616 с.
7. Патент №2714616 РФ. Многоразовый беспилотный летательный аппарат в транспортно-пусковом контейнере и способ старта многоразового беспилотного летательного аппарата из транспортно-пускового контейнера / А.Г. Леонов, С.Н. Зимин, О.С. Измалкин, С.М. Асатуров. – Заявка №2019113926 от 08.05.2019; опубл.19.02.2020, Бюл. №5.
8. Патент №2787533 РФ. Стартовое устройство / С.Н. Сысоев. – Заявка №2022121247 от 03.08.2022; опубл. 10.01.2023, Бюл. №1.
9. Патент №2789905 РФ Катапульта для взлета летательного аппарата / С.Н. Сысоев. – Заявка № 2022125889 от 03.10.2022; опубл.14.02.2023, Бюл. №5.
10. Сидоренко К.А. Разработка методики и прибора для измерения скорости схода массо-габаритного макета с пневматической катапульты // Научный потенциал молодежи и технический прогресс: Материалы II международной научно-практической конференции. – Санкт-Петербург: СПбФ НИЦ МС, 2019. – С. 41-43.

### References

1. The Russian Federation Government Resolution dated 05.10 2021 No. 2806-r “On validation of Concept and implementation plan of unmanned aerial vehicle integration Concept into Single Russian Sky initiative in terms of technology development”: [Electronic resource]. – Mode of access: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/402806027/>.
2. Review of existing approaches to the take-off of an unmanned aerial vehicle [Electronic resource] – Access mode: [https://studbooks.net/2450794/tehnika/obzor\\_suschestvuyuschih\\_podhodov\\_vzletu\\_bespilotnogo\\_letatel'nogo\\_apparata](https://studbooks.net/2450794/tehnika/obzor_suschestvuyuschih_podhodov_vzletu_bespilotnogo_letatel'nogo_apparata).
3. Nabatov N.S. Electromagnetic Aircraft Launching System: pros and cons // Air systems. 2019, no. 9, pp. 18-21.
4. Baganov A.P., Butov V.G., Nosov G.V., Nosova M.G., Sinyayev S.V., Solonenko V.A. Electromagnetic catapult for launching heavy drones from small vessels // Bulletin of Tomsk State University. Mathematics and Mechanics. 2021, no. 71, pp. 25-34.
5. Burtseva N. Take-off with acceleration: the history of the launch catapults development // Aerospace sphere. 2016, no. 3/4(88/89), p. 38.
6. Ivanov M.S., Aganesov A.V., Krylov A.A. Unmanned aerial vehicles. Reference manual “Unmanned aerial vehicles”. – Voronezh: Scientific book, 2015. – 616 p.
7. Patent No. 2714616 RU. Reusable unmanned aerial vehicle in a launching container and a method for launching a reusable unmanned aerial vehicle from a transport launching container / A.G. Leonov, S.N. Zimin, O.S. Izmailkin, S.M. Asaturov. – Appl. No. 2019113926 from 08.05.2019; publ. 19.02.2020, Bull. No. 5.
8. Patent No. 2787533 RU. Starting device / S.N. Sysoev. – Appl. No. 2022121247 from 03.08.2022; publ. 10.01.2023, Bull. No. 1.
9. Patent No. 2789905 RU. Catapult for take-off of aerial device / S.N. Sysoev. – Appl. No. 2022125889 from 03.10.2022; publ.14.02.2023, Bull. No. 5.
10. Sidorenko K.A. Development of a methodology and device for measuring the speed of descent of a mass-dimensional model from a pneumatic catapult // Scientific potential of youth and technological progress: Materials of the II International Scientific and Practical Conference. – Saint-Petersburg: SPbB SRC MS, 2019. – P. 41-43.

*Сведения об авторах:*

*Information about authors:*

<b>Сысоев Сергей Николаевич</b> – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Автоматизация, мехатроника и робототехника» sysoev50@yandex.ru	<b>Sysoev Sergey Nikolaevich</b> – doctor of technical sciences, professor, professor of the Department of automation, mechatronics and robotics
--	--

Получена 13.05.2023