

<https://doi.org/10.15407/knit2019.06.033>

УДК 621.454.3.03

Э. К. Магдин, Е. С. Дмитренко, Г. Э. Толочьянц,  
Н. С. Михайлов, В. В. Филиппов, В. В. Оглих

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»  
им. М. К. Янгеля», Днепро, Украина

## ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ ИМПУЛЬСНЫХ ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С МЕТАЛЛИЧЕСКИМИ КОРПУСАМИ ПУТЕМ ОБЪЕДИНЕНИЯ ИХ В МОНОБЛОЧНЫЙ ОТСЕК, ИЗГОТОВЛЕННЫЙ ИЗ ВЫСОКОПРОЧНОГО ПЛАСТИКА

---

*Работа посвящена импульсным твердотопливным ракетным двигателям, предназначенным для управления полетом аэродинамических и космических объектов. Управление полетом аэродинамических и космических объектов может осуществляться с помощью твердотопливных ракетных двигателей, обладающих специальными устройствами, позволяющими изменять направление вектора тяги (поворотные сопла, газовые рули и др.). Однако эти устройства не всегда позволяют обеспечить необходимую динамику изменения вектора тяги. Поэтому процесс управления полетом может происходить за счет применения набора малогабаритных импульсных твердотопливных ракетных двигателей, срабатывающих в нужный момент времени и в требуемом направлении.*

*Рассмотрена конструкция импульсных твердотопливных ракетных двигателей с металлическими корпусами, а также конструкция, которая позволяет объединить двигатели в моноблочный отсек, изготовленный из высокопрочного пластика. Такой переход может позволить уменьшить массу двигательного отсека, в основном за счет перехода от конструкции в виде отдельных двигателей с металлическими корпусами к конструкции, которая объединяет их в моноблочный отсек, изготовленный из высокопрочного пластика методом аддитивных технологий, а также за счет исключения из конструкции отсека элементов крепления каждого отдельного импульсного твердотопливного ракетного двигателя.*

*Приведен сравнительный анализ и описаны особенности конструкции импульсных твердотопливных ракетных двигателей с металлическими корпусами и конструкции, которая позволяет объединить двигатели в моноблочный отсек, изготовленный из высокопрочного пластика. Приведены результаты расчета коэффициента запаса прочности конструкции корпуса импульсных твердотопливных ракетных двигателей в общем отсеке, изготовленном методом аддитивных технологий, а также сравнительные весовые характеристики, которые позволяют оценить целесообразность перехода к конструкции импульсных твердотопливных ракетных двигателей в общем отсеке, изготовленном методом аддитивных технологий.*

**Ключевые слова:** моноблочный отсек, импульсный двигатель.

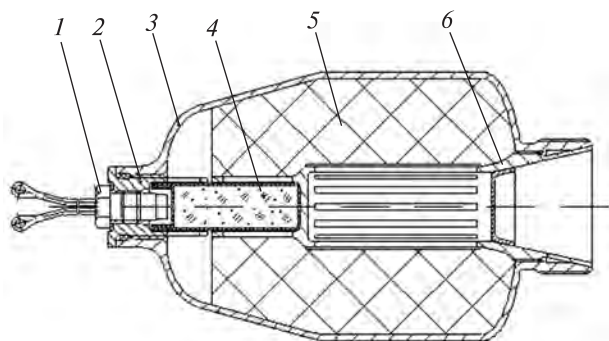
---

Для управления полетом аэродинамических и космических объектов широко используют твердотопливные двигатели, обладающие специаль-

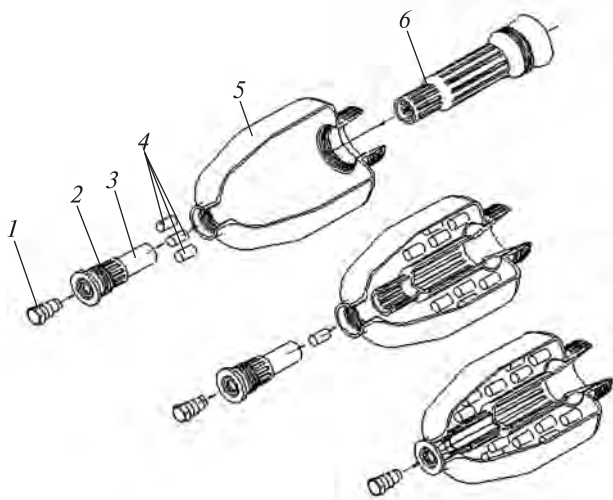
ными устройствами, позволяющими изменять направление вектора тяги (поворотные сопла, газовые рули и др.). Однако эти устройства не всегда позволяют обеспечить необходимую динамику изменения вектора тяги, и в этом случае

---

© Э. К. МАГДИН, Е. С. ДМИТРЕНКО, Г. Э. ТОЛОЧЬЯНЦ,  
Н. С. МИХАЙЛОВ, В. В. ФИЛИППОВ, В. В. ОГЛИХ, 2019



**Рис. 1.** Конструкция импульсных твердотопливных ракетных двигателей: 1 — пиропатрон, 2 — крышка, 3 — корпус, 4 — воспламенитель, 5 — заряд, 6 — трубка-диафрагма



**Рис. 2.** Схема сборки импульсных твердотопливных ракетных двигателей: 1 — пиропатрон, 2 — крышка, 3 — воспламенитель, 4 — заряд, 5 — корпус, 6 — трубка-диафрагма

для управления полетом может применяться набор малогабаритных импульсных твердотопливных ракетных двигателей (ИРДТТ), срабатывающих в нужный момент времени и в требуемом направлении [1, 2].

В статье рассмотрен вариант конструкции ИРДТТ разработки ГП «КБ «Южное» в виде отдельных импульсных двигателей с металлическими корпусами (вариант 1), а также предложена конструкция, которая позволяет объединить импульсные двигатели в моноблочный отсек,

изготовленный из высокопрочного пластика (вариант 2).

**Технические требования к импульсным твердотопливным ракетным двигателям.** Для оценки целесообразности перехода от отдельных импульсных двигателей с металлическими корпусами к моноблочному отсеку импульсных двигателей были использованы такие значения основных характеристик ИРДТТ:

- время одного импульса тяги — не более 0.07 с;
- масса отсека с управляющими ИРДТТ и элементами крепления — не более 112 кг.

Сравнительный анализ различных вариантов конструкции ИРДТТ двигательного отсека в целом проводился для условно принятого количества ИРДТТ — 72 и значения суммарного импульса отдельного двигателя — 30 кгс·с.

**Конструкция отдельного импульсного твердотопливного ракетного двигателя с металлическим корпусом (вариант 1).** Конструкция ИРДТТ (рис. 1) представляет собой титановый, цельносварной корпус 3 с резьбовыми посадочными местами под крышку 2 и трубку-диафрагму 6. В двигателе в качестве твердого топлива используется артиллерийский пироксилиновый порох [3]. Снаряжение порохом 5 происходит засыпкой гранул через резьбовое отверстие в корпусе.

Схема сборки варианта конструкции ИРДТТ приведена на рис. 2. Сборка двигателя выполняется в следующей последовательности:

- в корпус вкручивается трубка-диафрагма;
- через горловину корпуса засыпаются гранулы порохового заряда;
- в резьбовое отверстие горловины корпуса вкручивается крышка с воспламенителем;
- в резьбовое отверстие крышки устанавливается пиропатрон.

**Конструктивная схема отсека ракеты с импульсными твердотопливными ракетными двигателями с металлическими корпусами.** Рис. 3 представляет конструктивную схему отсека ракеты, который состоит из отдельных ИРДТТ, корпуса которых изготовлены из титана.

Импульсные твердотопливные ракетные двигатели устанавливаются в отсек ракеты параллельными ярусами. При оценке массы корпуса

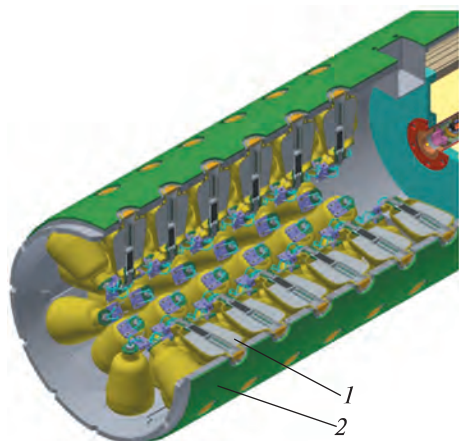


Рис. 3. Конструктивная схема отсека ракеты

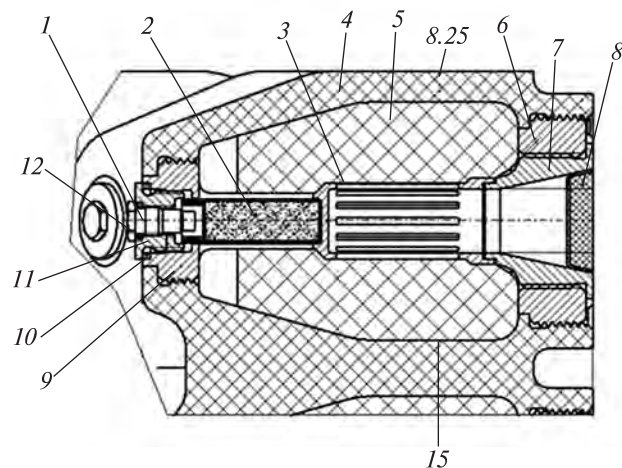


Рис. 4. Конструкция импульсных твердотопливных ракетных двигателей: 1 — пиропатрон, 2 — воспламенитель, 3 — сетка, 4 — корпус, 5 — заряд, 6 — гайка, 7 — сопло, 8 — заглушка, 9 — диафрагма, 10 — уплотнительное кольцо, 11 — крышка, 12 — прокладка

ИРДТТ использовались значение плотности титана  $4.5 \text{ г/с м}^3$  и предел прочности 750 МПа.

**Конструкция импульсного твердотопливного ракетного двигателя (вариант 2).** В качестве альтернативы конструкции ИРДТТ с металлическими корпусами рассмотрен вариант, в котором корпуса ИРДТТ и корпус отсека представляют собой одну общую конструкцию, изготовленную методом аддитивных технологий (3D-печать) из высокопрочного пластика.

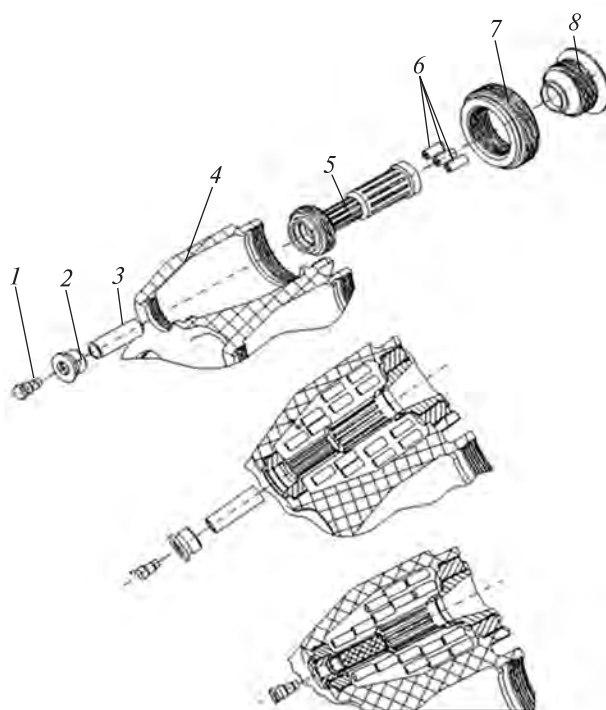


Рис. 5. Схема сборки импульсных твердотопливных ракетных двигателей: 1 — пиропатрон, 2 — крышка, 3 — воспламенитель, 4 — корпус, 5 — трубка-диафрагма, 6 — заряд, 7 — гайка, 8 — сопло

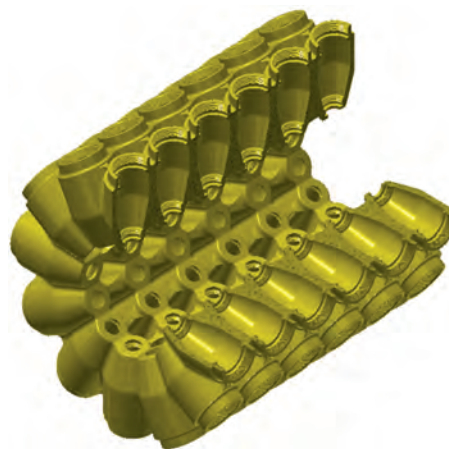


Рис. 6. Целый корпус отсека импульсных твердотопливных ракетных двигателей

Конструкция отдельного элемента этого корпуса представлена на рис. 4, а его сборка — на рис. 5.

Сборка двигателя выполняется в следующей последовательности:



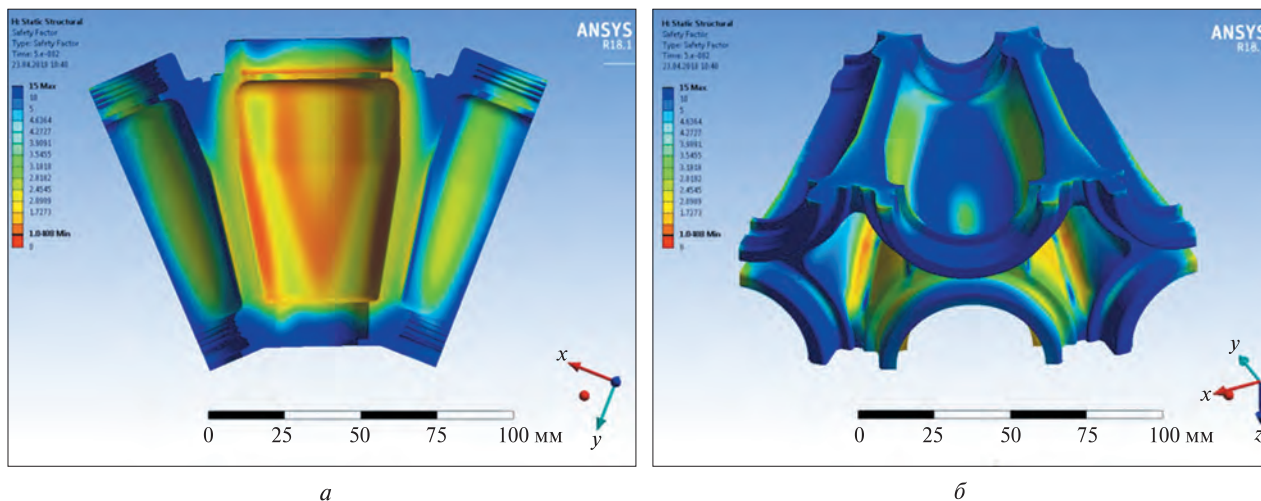


Рис. 7. Результаты расчета коэффициента запаса прочности конструкции корпуса: а — вид 1, б — вид 2

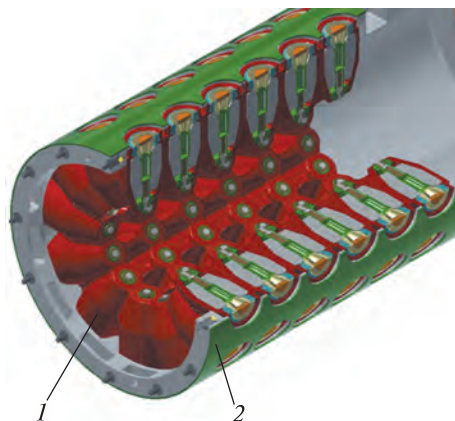


Рис. 8. Конструктивная схема отсека ракеты: 1 — импульсный твердотопливный ракетный двигатель, 2 — отсек ракеты

- в корпус вкручивается трубка-диафрагма, устанавливается гайка и сопло;
- через горловину корпуса засыпаются гранулы порохового заряда;
- в резьбовое отверстие горловины корпуса вкручивается крышка с воспламенителем;
- в резьбовое отверстие крышки устанавливается пиропатрон.

**Корпус импульсных твердотопливных ракетных двигателей в общем отсеке, изготовленном методом аддитивных технологий.** Корпус импульсных твердотопливных ракетных двигателей, представляет собой цельную конструк-

цию, напечатанную на 3D-принтере. Эта конструкция состоит из камер, располагающихся параллельными ярусами. Ярусы смещены на 30° друг относительно друга и соединены между собой ребрами жесткости.

В качестве материала для изготовления корпуса предлагается пластик типа РЕЕК. РЕЕК — искусственный материал с высокой прочностью, упругостью, теплостойкостью к формоизменению и низким коэффициентом трения. По прочности и упругости он превосходит большинство технических искусственных материалов, особенно при высоких температурах. Данный материал применим для изготовления деталей методом аддитивных технологий (3D-печать). При оценке массы корпуса использовались следующие данные для пластика типа РЕЕК:

- плотность — 1.49 г/см<sup>3</sup>;
- предел прочности — 200 МПа.

**Результаты расчетов конструкции корпуса из высокопрочного пластика.** Проведенные в программном комплексе «Ansys» расчеты на прочность, представленные на рис. 7, показали, что для принятых геометрических параметров силовых элементов, механические характеристики примененных материалов и нагрузок, прочность конструкции ИРДТТ для всех расчетных случаев обеспечивается с минимальным коэффициентом запаса прочности:  $\eta \geq 1.04$ .

Проведенные расчеты на прочность подтвердили правильность выбора конструктивной схемы управляющих ИРДТТ.

Прочность управляющих ИРДТТ для принятых толщин силовых элементов, нагреве, уровнях нагрузок и механических характеристик примененных материалов обеспечивается.

**Конструктивная схема импульсных твердотопливных ракетных двигателей в моноблочном отсеке, изготовленном из высокопрочного пластика.** На рис. 8 представлена конструктивная схема отсека ракеты, который изготовлен с использованием аддитивных технологий (3D-печати).

В отсеке предусмотрены углубления для зарядов твердого топлива импульсных твердотопливных ракетных двигателей, которые располагаются параллельными ярусами.

Сравнительный анализ металлического и пластикового варианта конструкции двигательного отсека ИРДТТ показал, что его масса может быть существенно уменьшена.

Для условно принятых значений суммарного импульса отдельного ИРДТТ и их количества — это уменьшение составило величину 15 %. Это уменьшение произошло в основном за счет исключения из конструкции отсека элементов крепления каждого отдельного импульсного твердотопливного ракетного двигателя.

## ВЫВОДЫ

В настоящее время в разных областях науки широкое применение и распространение получают детали, изготовленные с использованием аддитивных технологий (3D-печати).

В результате проведенной проектной работы в Государственном предприятии «Конструкторское бюро «Южное» имени М.К. Янгеля можно сделать вывод, что в случае перехода от конструкции в виде отдельных импульсных твердотопливных ракетных двигателей с металлическими корпусами к моноблочному отсеку, изготовленному из высокопрочного пластика методом аддитивных технологий, массу двигательного отсека можно значительно уменьшить.

Кроме того, такой переход позволяет существенно уменьшить трудоемкость и стоимость изготовления двигательного отсека.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Беляев Н. М., Белик Н. П., Уваров Е. И. *Реактивные системы управления космических летательных аппаратов*. М. Машиностроение, 1979. 232 с.
2. Голубев К. С., Светлов В. Г. *Проектирование зенитных управляемых ракет*. М. Изд-во МАН. 2001. 730 с.
3. Оглих В. В., Толочьянц Г. Э., Михайлов Н. С., Попков В. Н. Экспериментальные исследования возможности создания импульсного РДТТ с малым временем работы. *Космическая техника. Ракетное вооружение*. 2016. Вып. 2. С. 30—34.
4. *Patent № US 8,127,534 B2*. Robert J. Cavalleri, Thomas A. Olden. Pellet loaded attitude control rocket motor.
5. *Patent № US 2013/0019587 A1*. Isaac Hoffman, Brett Hussey, Randy Clark, Kenneth J. Clark. Thruster devices and methods of making thruster devices for use with thrust vector control systems.

Стаття надійшла до редакції 05.07.2019

## REFERENCES

1. Belyaev N. M., Belik N. P., Uvarov Y. I. (1979). *Jet control systems of space flight vehicles*. Moscow.
2. Holubev K. S., Svetlov V. G. (2001). *Designing of antiaircraft guided missiles*. Moscow.
3. Ohlikh V. V., Tolochyants N. E., Mikhaylov M. S., Popkov V. M. Experimental researches of a capability of creation pulse SRM with a small operating time. The space engineering. Rocket arms. The collection of articles, Release 2, 30—34.
4. *Patent № US 8,127,534 B2*. Robert J. Cavalleri, Thomas A. Olden. Pellet loaded attitude control rocket motor.
5. *Patent № US 2013/0019587 A1*. Isaac Hoffman, Brett Hussey, Randy Clark, Kenneth J. Clark. Thruster devices and methods of making thruster devices for use with thrust vector control systems.

Received 05.07.2019

Е. К. Магдін, Е. С. Дмитренко, Г. Е. Толочьянц,  
М. С. Михайлов, В. В. Філіппов, В. В. Оглих

Державне підприємство «Конструкторське бюро  
«Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна

## ОПТИМІЗАЦІЯ КОНСТРУКЦІЇ ІМПУЛЬСНИХ ТВЕРДОПАЛИВНИХ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ З МЕТАЛЕВИМИ КОРПУСАМИ ШЛЯХОМ ОБ'ЄДНАННЯ ЇХ У МОНОБЛОЧНИЙ ВІДСІК, ВИГОТОВЛЕННИЙ ІЗ ВИСОКОМІЦНОГО ПЛАСТИКУ

Роботу присвячено імпульсним твердопаливним ракетним двигунам, призначеним для керування польотом аеродинамічних і космічних об'єктів. Керування польотом аеродинамічних і космічних об'єктів може здійсню-

ватися за допомогою твердопаливних ракетних двигунів із спеціальними пристроями, що дозволяють змінювати напрямок вектора тяги (поворотні сопла, газові рулі та ін.). Однак ці пристрої не завжди дозволяють забезпечити необхідну динаміку зміни вектора тяги. Тому процес управління польотом може відбуватись за рахунок застосування набору малогабаритних імпульсних твердопаливних ракетних двигунів, спрацьовуючих у потрібний момент часу і у потрібному напрямку.

Розглянуто конструкцію імпульсних твердопаливних ракетних двигунів з металевими корпусами, а також конструкцію, яка дозволяє об'єднати двигуни в загальний відсік, виготовлений із високоміцного пластику. При цьому такий перехід може дозволити зменшити масу двигунного відсіку, в основному за рахунок переходу від конструкції у вигляді окремих двигунів з металевими корпусами до конструкції, яка об'єднує їх у моноблочний відсік, виготовлений із високоміцного пластику методом адитивних технологій, а також за рахунок виключення із конструкції відсіку елементів кріплення кожного окремого імпульсного твердопаливного ракетного двигуна.

Приведено порівняльний аналіз і описано особливості конструкції імпульсних твердопаливних ракетних двигунів з металевими корпусами, а також конструкція, яка дозволяє об'єднати двигуни у моноблочний відсік, виготовлений із високоміцного пластику. Приведено результати розрахунку коефіцієнта запасу міцності конструкції корпусу імпульсних твердопаливних ракетних двигунів у загальному відсіку, виготовленому методом адитивних технологій, а також порівняльні вагові характеристики, які дозволяють оцінити доцільність переходу до конструкції імпульсних твердопаливних ракетних двигунів у загальному відсіку, виготовленому методом адитивних технологій.

**Ключові слова:** моноблочний відсік, імпульсний двигун.

*E. Mahdin, Y. Dmytrenko, H. Tolochyants,  
M. Mikhaylov, V. Filippov, V. Ohlikh*

Yuzhnoye State Design Office named after M. K. Yangel,  
Dnipro, Ukraine

#### OPTIMIZATION OF THE DESIGN OF PULSE SOLID-PROPELLANT ROCKET ENGINES WITH METAL BODIES BY THEIR ASSOCIATION IN THE MONOBLOCK COMPARTMENT MADE OF HIGH-STRENGTH PLASTIC

The article concerns the pulse solid-propellant rocket engines intended for flight control of aerodynamic and space objects. Flight control of aerodynamic and space objects can be implemented by means of the solid-propellant rocket engines equipped with special devices, allowing changing a thrust vector direction (rotating nozzles, jet vanes, etc.). However, these devices do not always provide the necessary dynamics of thrust vector change. Therefore, the flight control procedure can occur through the application of a set of small-size pulse solid-propellant rocket engines firing at the right time and in the demanded direction.

We consider the design of pulse solid-propellant rocket engines with metal bodies, as well as a design that allows integration of engines into the monoblock compartment made of high-strength plastic using additive technologies. The substitution of the set of separate engines with metal bodies by the monoblock of integrated engines and elimination of each engine mounting elements should provide the reduction of the weight of a propulsion compartment.

The comparative analysis is given, and the design features of pulse solid-propellant rocket engines with metal bodies are described along with a design that allows them to be integrated into the monoblock compartment made of high-strength plastic. The results of calculating the safety factor of the pulse solid-propellant rocket engine body in the joint compartment are presented along with comparative weight characteristics, which can be used for the assessment of the advisability of design change to monoblock one.

**Keywords:** monoblock compartment, pulsed thruster.