

05, май 2016

УДК 621.454.3

**Анализ массовой и габаритной эффективности различных
конструкционных материалов для изготовления корпусов ракетных
двигателей на твердом топливе**

*Богданович А.Б., студент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Ракетные двигатели»*

*Научный руководитель: Андреев Е.А., к.т.н.,
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
доцент кафедры «Ракетные двигатели»
daj@bmstu.ru*

Одним из основным элементом ракетно-космических систем являются двигательные установки с ракетными двигателями твердого топлива (РДТТ) с корпусами из металлов или композиционных материалов. Создание корпусов ракетных двигателей требует знаний и опыта, соответствующих современному уровню науки и техники. Используемые на практике конструкционные материалы представляют собой сложную смесь химических компонентов, от взаимодействия которых зависят основные характеристики РДТТ.

Корпус РДТТ, являющийся частью силовой конструкции ракеты, предназначен для передачи тяги от двигателя к перемещающемуся аппарату в целом. Он воспринимает растягивающие и сжимающие напряжения, изгибающие моменты, а также служит для монтажа узлов и агрегатов двигательной установки. В условиях хранения и предстартовой эксплуатации корпус предохраняет заряд твердого топлива от внешних нагрузок, атмосферных воздействий и биоповреждений.

Целью данной работы является анализ габаритной и массовой эффективности применения различных конструкционных материалов в РДТТ, с учетом компоновочных ограничений.

В работе рассмотрены материалы, наиболее часто применяемые в ракетной технике, такие как: титановый сплав, органопластик, углепластик, стеклопластик, боропластик, алюминий-магний сплав и сталь 30ХГСА, свойства которых приведены в таблице 1.

Свойства конструкционных материалов [1], [2], [3]

	$[\sigma_B]$, ГПа	Плотность ρ , $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$
Органопластик	2,5	1350
Стеклопластик	1,0	2070
Боропластик	0,88	2060
Углепластик	1,02	1490
Титановый сплав	1,1	4500
Алюминиево–магниевый сплав	0,29	2640
Сталь 30ХГСА	1,08	7850

Исходными данными для выбора материала корпуса являлись предельный внешний диаметр конструкции, определяемый общей компоновкой ракеты, а также габариты заряда твердого топлива, полученные из внутрибаллистического расчета, проведенного с учетом ограничения (также компоновочного) по продольному размеру. В качестве исходных данных были приняты следующие параметры (из технического задания на ракетный двигатель): тяга двигателя $P = 200$ кН, импульс тяги $I_T = 600$ кН · с, давление в камере сгорания $p_k = 9$ МПа, давление на срезе сопла $p_a = 0,05$ МПа, давление окружающей среды $p_H \approx 0$ МПа (полет на высотах 60-80 км). Характеристики топлива температура в КС $T_k = 4302$ К, плотность топлива $\rho_T = 1740$ кг/м³, скорость горения топлива при заданном давлении в КС $u_r = 60$ мм/с [4]. Из расчета внутрибаллистических характеристик была получена площадь горения, которая по условию технического задания должна быть постоянной ($F_r \approx \text{const}$). Был выбран заряд из смесового твердого топлива с коническим компенсатором. С учетом предельной длины цилиндрической части заряда $L_3 = 550$ мм был получен диаметр заряда $D_3 = 750$ мм. Заряд является прочно-скрепленным с корпусом двигателя, толщина технологических слоев и теплозащитного покрытия в первом приближении взяты из прототипа и составляют $\delta_{\text{техн}} = 5$ мм.

Из технического задания на летательный аппарат задано ограничение на радиальный габарит ракетного двигателя $D_{k_MAX} = 770$ мм.

Также наложено условие, исходя из требований надежности: коэффициент запаса прочности корпуса $n = 1,3$.

В качестве критерия, по которому оценивалась возможность применения конструкционного материала, в данной работе принято значение толщины обечайки корпуса $[\delta] = (D_{k_MAX} - 2 \cdot \delta_{\text{техн}} - D_k)/2 = (770 - 2 \cdot 5 - 750)/2 = 5$ мм. Таким образом,

необходимое условие, которому должна удовлетворять толщина силовой оболочки корпуса из исследуемого материала: $\delta < [\delta]$.

В данном исследовании рассматривается только цилиндрическая часть корпуса РДТТ.

Расчеты выполнены в программном комплексе «MathCAD 15».

Результаты расчета представлены в таблицах.

Силовая оболочка из титанового сплава

Расчет для корпуса двигателя, изготовленного из металла.

Допускаемые окружные напряжения в цилиндрической оболочке:

$$\sigma_c = \frac{[\sigma_B]}{n} = \frac{1,1 \cdot 10^9}{1,3} = 846,15 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

Минимальная толщина цилиндрической оболочки:

$$\delta_{ц} = \frac{p_k \cdot \frac{D_k}{2}}{\sigma_c} = \frac{9 \cdot 10^6 \cdot 0,375}{846,15 \cdot 10^6} = 0,00398 \text{ м} = 3,99 \text{ мм}$$

Толщина цилиндрической оболочки принимается равной:

$$\delta = 4 \text{ мм}$$

Минимальная толщина сферического днища:

$$\delta_{сф} = \frac{p_k \cdot \frac{D_k}{2}}{2 \cdot \sigma_c} = \frac{9 \cdot 10^6 \cdot 0,375}{2 \cdot 846,15 \cdot 10^6} = 0,00199 \text{ м} = 1,99 \text{ мм}$$

Принимаем одинаковую толщину сферического днища и цилиндрической части корпуса и ресивера $\delta = 4 \text{ мм}$.

Аналогичным образом произведены расчеты для корпусов из алюминийево-магниевого сплава и стали 30ХГСА.

Результаты расчета приведены в таблице 2.

Таблица 2

Толщина силовой оболочки корпуса ракетного двигателя в зависимости от применяемого материала

Материал	Титановый сплав	Алюминиево-магниевый сплав	Сталь 30ХГСА
Толщина силовой оболочки $\delta_{\text{ц}}$, мм	4	16	4

Таким образом, заданному условию $\delta < [\delta]$ удовлетворяют титановый сплав и сталь 30ХГСА.

Силовая оболочка из органопластика

Расчет для корпуса двигателя, изготовленного из композиционного материала.

Расчет проводился по методике [1].

Заданы диаметры переднего и заднего полюсных отверстий:

$$d_{01} = 120 \text{ мм}$$

$$d_{02} = 140 \text{ мм}$$

Определение относительных диаметров полюсных отверстий:

$$\overline{d}_{01} = \frac{d_{01}}{D_k} = \frac{120}{750} = 0,16$$

$$\overline{d}_{02} = \frac{d_{02}}{D_k} = \frac{140}{750} = 0,19$$

Определение углов намотки у переднего и заднего днищ соответственно:

$$\beta_1 = \arccos\left(\sqrt{1 - (\overline{d}_{01})^2}\right) = \arccos\left(\sqrt{1 - 0,16^2}\right) = 0,16 \text{ рад} = 9,23^\circ = 10^\circ$$

$$\beta_2 = \arccos\left(\sqrt{1 - (\overline{d}_{02})^2}\right) = \arccos\left(\sqrt{1 - 0,19^2}\right) = 0,19 \text{ рад} = 10,79^\circ = 11^\circ$$

Определение угла намотки волокон цилиндрической части оболочки:

$$\beta = \frac{\beta_1 + \beta_2}{2} = \frac{10^\circ + 11^\circ}{2} = 10,5^\circ$$

Определение допустимых напряжений при спиральной намотке:

$$\sigma_{\text{в.с}} = \alpha \cdot \frac{[\sigma_{\text{в}}]}{k_3} = 0,7 \cdot \frac{2500}{1,2} = 1346,1 \text{ МПа}$$

Определение допустимых напряжений при кольцевой намотке:

$$\sigma_{\text{в.к}} = \frac{[\sigma_{\text{в}}]}{k_3} = \frac{2500}{1,2} = 1923,1 \text{ МПа}$$

Толщина обечайки спиральной намотки в месте соединения цилиндрической обечайки с передним днищем:

$$h_{c1} = \frac{p_k \cdot D_k}{2 \cdot \sigma_{B.C} \cdot \cos(\beta_1)} = \frac{9 \text{ МПа} \cdot 750 \text{ мм}}{2 \cdot 1346,1 \text{ МПа} \cdot \cos(10^\circ)} = 2,55 \text{ мм}$$

Толщина обечайки спиральной намотки в месте соединения цилиндрической обечайки с задним днищем:

$$h_{c2} = \frac{p_k \cdot D_k}{2 \cdot \sigma_{B.C} \cdot \cos(\beta_2)} = \frac{9 \text{ МПа} \cdot 750 \text{ мм}}{2 \cdot 1346,1 \text{ МПа} \cdot \cos(11^\circ)} = 2,55 \text{ мм}$$

Толщина спиральной намотки в центральной части обечайки:

$$h_c = h_{c2} \cdot \frac{\cos(\beta_2)}{\cos(\beta_1)} = 2,55 \cdot \frac{\cos(11^\circ)}{\cos(10^\circ)} = 2,55 \text{ мм}$$

Толщина кольцевой намотки в центральной части обечайки:

$$h_k = \alpha \cdot h_c \cdot ((3 \cdot \cos(\beta))^2 - 1) = 0,7 \cdot 2,55 \text{ мм} \cdot ((3 \cdot \cos(10,5^\circ))^2 - 1) = 3,39 \text{ мм}$$

Толщина центральной части цилиндрической обечайки:

$$\delta_{ц} = h_c + h_k = 2,55 \text{ мм} + 3,39 \text{ мм} = 5,93 \text{ мм} = 6 \text{ мм}$$

Аналогичным образом произведены расчеты для корпусов из боропластика, стеклопластика и углепластика.

Полученные результаты сведены в таблицу 3.

Таблица 3

Толщина силовой оболочки корпуса ракетного двигателя в зависимости от применяемого материала

Материал	Органопластик	Стеклопластик	Боропластик	Углепластик
Толщина силовой оболочки $\delta_{ц}$, мм	6	15	17	15

Таким образом, заданному условию $\delta < [\delta]$ не удовлетворяет ни один из исследуемых композиционных материалов.

Из приведенных в таблицах 2 и 3 результатов можно сделать вывод о том, что приемлимыми конструкционными материалами при использовании в условиях ограниченных габаритов являются титановый сплав и сталь 30ХГСА. Их физико-механические свойства позволяют получить толщину стенки обечайки минимальной величины, что удовлетворяет условию $\delta < [\delta]$. При этом корпус, из титанового сплава будет на ~40% легче, выполненного из 30ХГСА. Однако, окончательный выбор в пользу того или иного материала может быть сделан после учета всех общих факторов, таких как

технологичность, стоимость, серийность, а также специфических особенностей данного изделия (например особенности эксплуатации и хранения и т.п.).

Рассмотренные композиционные материалы не удовлетворили условию, наложенному на толщину стенки. Таким образом, несмотря на их очевидные достоинства, которые обусловили их широкое применение в ракетном двигателестроении, в ряде случаев целесообразно использование традиционных сталей и сплавов различных металлов.

Список литературы

- [1]** Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива: учебник для машиностроительных вузов. М.: Машиностроение, 1987. 328 с.
- [2]** Липанов А.М., Алиев А.В. Проектирование ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1995. 400 с.
- [3]** Буланов И.М., Воробей В.В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998. 516 с.
- [4]** Соколов Б.И., Черенков А.С., Саломыков А.И. Термодинамические и теплофизические свойства твердых ракетных топлив и их продуктов сгорания: учебное пособие для курсового и дипломного проектирования. М.: Изд-во Мин-ва обороны СССР, 1977. 320 с.
- [5]** Калинин В.А., Ягодников Д.А. Технология производства ракетных двигателей твердого топлива. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. 688 с.