

# ЛАЗЕРНОЕ ЗАЖИГАНИЕ УНИТАРНОГО ТОПЛИВА В ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

## Часть 5. Экспериментальное моделирование процесса воспламенения унитарного ракетного топлива

В.П. Бурдаков



В.В. Ягодин



**В.П. Бурдаков**, Член Президиума АИН им. А.М. Прохорова, д-р. техн. наук, профессор

**В.В. Ягодин**, ОАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, канд. техн. наук

Данная статья является продолжением серии статей, опубликованных в журнале «Наука и технологии в промышленности» в №№ 1, 2 и 4 за 2009 г. и № 3 за 2011 г. Рассматриваются вопросы экспериментального моделирования процесса воспламенения пульпообразного однобакового топлива в жидкостных ракетных двигателях (ЖРД).

### Запуск ЖРД в воздухе

Очевидно, что давление, температура и состав окружающей среды могут оказывать существенное влияние на процесс запуска ЖРД. В данной статье будут рассмотрены вопросы запуска ЖРД в атмосфере Земли, хотя аналогичные проблемы могут в дальнейшем возникнуть и при полётах космических аппаратов в атмосферах других планет.

Следующим ограничением является рассмотрение процесса запуска ЖРД, использующих в качестве окислителя только жидкий кислород.

Наконец, во всех случаях предполагалось, что циркуляция смеси топливных микрогранул (ТМГ) с кислородом в камере сгорания перед запуском обеспечивается только лишь истечением её из форсунок и не зависит от внешних условий.

Различные возможные положения двигателя относительно внешнего потока воздуха приведены на **рис. 1**, а расчётные параметры воздуха в камере сгорания перед запуском двигателя — в **табл. 1**.

Перед запуском двигателя в камеру сгорания начинает вводиться топливо с малым расходом. При этом азот атмосферного

воздуха, находящегося в камере, начинает вымываться, вследствие чего, естественно, следует подавать команду на зажигание как можно раньше во избежание больших расходов топлива.

Ввиду того, что экспериментальные данные по лазерному зажиганию в ЖРД отсутствуют, воспользуемся для определения минимальной энергии зажигания данными по электроискровому разряду, используемому для зажигания топливовоздушных смесей в воздушных реактивных двигателях (ВРД).

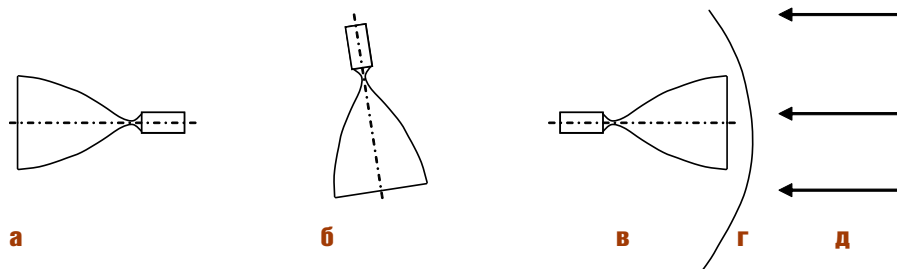
Минимальная энергия искрового зажигания согласно [1, 2]:

$$E_{\min} = \pi d^2 \frac{\lambda}{u_{\Gamma}} (T_{\Gamma C} - T_{CC}), \quad (1)$$

где  $d$  — минимальное расстояние, на которое можно подводить электроды, чтобы они не оказывали гасящего влияния на первичное, инициированное искрой пламя,  $\lambda$  — коэффициент теплопроводности в газе на границе фронта между горячей и холодной массой,  $u_{\Gamma}$  — скорость фронта пламени,  $T_{\Gamma C}$  и  $T_{CC}$  — соответственно, температуры продуктов сгорания и свежей смеси.

Выражение (1) получено Сполдингом приближённым интегрированием уравнения энергии для одномерной модели фронта пламени:

$$\left( \lambda \frac{dT}{dx} + E_{\min} D_A \cdot \rho \cdot \frac{dm_A}{dx} \right) \rho \cdot u_{\Gamma} = c (T_{\Gamma C} - T_{CC}) - E_{\min} (m_{A,CC} - m_A), \quad (2)$$



**Рис. 1.** Различные положения двигателя относительно внешнего потока воздуха перед запуском: а — по потоку, б — произвольно относительно потока, в — против потока, г — положение ударной волны в случае сверхзвукового обтекания, д — направление потока

**Таблица 1.** Термодинамические параметры воздуха (79% N<sub>2</sub>; 21% O<sub>2</sub>) в камере ЖРД

Положение двигателя	По потоку	Произвольное	Против потока
Давление, Па	10 <sup>5</sup> –10 <sup>2</sup>	10 <sup>6</sup> –10 <sup>3</sup>	10 <sup>7</sup> –10 <sup>4</sup>
Температура, °С	220–325	220–400	220–500

где  $\rho$  — плотность,  $c$  — удельная теплоёмкость,  $m_A$  — масса реагирующего вещества А на единицу массы смеси, полностью расходуемая на горячей границе,  $E_{\min}$  — минимальная теплота реакции реагирующего вещества на единицу массы,  $D_A$  — коэффициент диффузии реагирующего вещества А.

Правая часть уравнения представляет собой разность между начальной теплотой и теплотой, выделившейся при реакции на единицу массы в плоскости  $x$ . Очевидно, что эта разность должна быть положительной,

т.к. только в этом случае фронт пламени будет иметь положительную энергию.

В табл. 2 приведено сравнение величин, полученных по формуле (1) и измеренных в прямом эксперименте. Видно, что близкие данные получаются для смесей, состоящих из чистого газообразного кислорода и паров горючего. Для смесей из воздуха и паров горючего реальная минимальная энергия зажигания в 3–4 и более раз меньше расчётной.

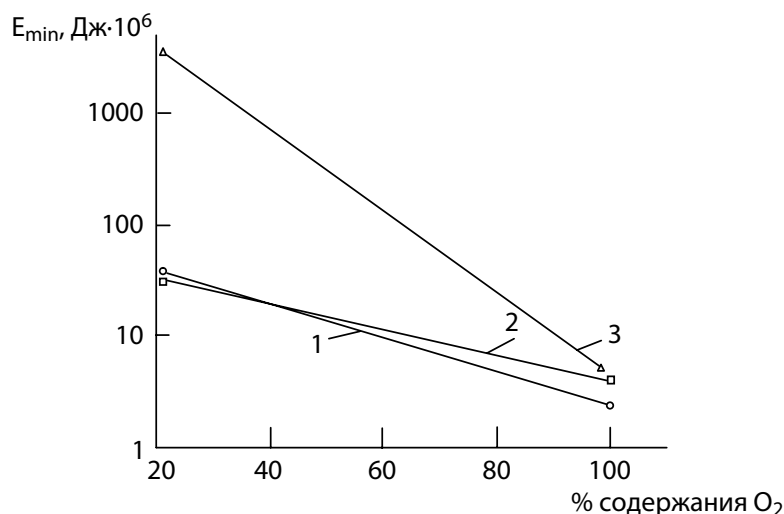
Этими имеющимися данными можно пользоваться для определения минималь-

ной энергии лазерного зажигания водорода с воздухом, метана с кислородом и воздухом, а также метана и различных смесей кислорода и азота. Для полиэтилена, применяемого в пульпообразном топливе, наиболее близки данные по пропану  $C_3H_8$ , но при условии, что полиэтилен уже находится в испарённом состоянии.

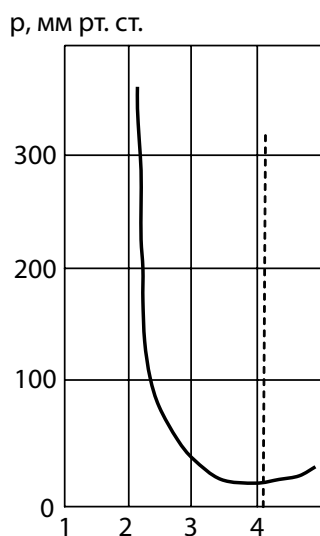
Минимальная энергия зажигания зависит от таких факторов, как размеры и форма камеры сгорания, давление, содержание кислорода (кислородный коэффициент), начальная температура смеси, соотноше-

**Таблица 2.** Сравнение расчётных и экспериментальных данных по минимальной энергии искрового зажигания для нормальных начальных условий [1, 2]

Доля от стехиометрии, смесь	$u_p, \text{ см/с}$	$(T_{pc} - T_{cc}), \text{ К}$	$\lambda \cdot 10^5, \text{ Дж/(см} \cdot \text{с} \cdot \text{К)}$	$E_{\min}, \text{ Дж} \cdot 10^6$		$d, \text{ мм}$	$E_{\min}^{\text{расч.}} / E_{\min}^{\text{эксп.}}$
				расч.	эксп.		
<b><math>C_3H_8 + O_2</math></b>							
0,4	240	2200	25,6	10,5	7,1	0,38	1,5
0,6	335	2550	25,2	4,6	2,86	0,28	1,6
0,8	382	2700	24,8	3,2	2,1	0,24	1,5
1,0	375	2750	24,8	2,7	2,02	0,22	1,3
1,2	320	2700	24,4	3,7	2,65	0,24	1,4
1,4	235	2500	23,9	6,3	4,2	0,28	1,5
1,9	30	1300	23,5	63,0	25,2	0,45	2,5
<b><math>C_3H_8 + \text{воздух}</math></b>							
0,7	28	1570	27,3	8400	2226	4,2	4
0,9	35	1870	27,3	2646	588	2,4	4
1,0	40	1940	27,3	1512	386	1,9	4
1,28	27	1820	27,3	1680	248	1,7	7
1,4	17	1730	27,3	3444	260	2,0	13
1,5	12	1530	27,3	6804	294	2,5	23
<b><math>H_2 + \text{воздух}</math></b>							
0,67	100	1610	30,2	75,6	6,2	0,71	3
1,01	195	2000	33,6	42,0	4,5	0,64	2
1,35	265	1940	37,8	50,4	6,6	0,76	1,8
1,92	190	1550	37,8	264,6	49	1,65	1,3
<b><math>CH_4 + O_2</math></b>							
0,3	80	1900	26,5	100,8	42	0,72	2,4
0,45	175	2350	26,9	28,1	13	0,50	2,0
0,75	304	2700	27,3	5,9	5,9	0,27	1,0
1,2	305	2700	28,1	20,6	21	0,58	1,0
1,5	122	2350	29,0	457,8	462	1,65	1,0
$CH_4 + \frac{1}{3} O_2 + \frac{2}{3} N_2$	240	2640	26,5	18,9	22,3	0,45	0,9
$CH_4 + \frac{1}{2} O_2 + \frac{1}{2} N_2$	170	2510	26,9	35,3	37,8	0,53	0,9
<b><math>CH_4 + \text{воздух}</math></b>							
0,7	15	1600	27,3	7560	756	2,9	10
0,9	35	1850	27,3	1806	302,4	2,0	6
1,0	43	1950	27,3	1722	302,4	2,1	6
1,1	42	1900	27,3	2478	462	2,5	5
1,25	25	1800	27,3	12180	1680	4,5	7



**Рис. 2.** Зависимость минимальной энергии зажигания ( $\text{Дж} \cdot 10^6$ ) от кислородного коэффициента для пропана стехиометрического состава и отклонений от стехиометрии в обе стороны на 50%: 1 — стехиометрия, 2 — превышение стехиометрии на 50%, 3 — снижение стехиометрии на 50%



**Рис. 3.** Граница зажигания для бедной смеси пропана с воздухом. Пунктиром показано стехиометрическое соотношение. Слева от кривой зажигания нет

ние компонентов топлива (близость к стехиометрическому составу), вид течения (ламинарный или турбулентный) в потоке топливной смеси, скорость этого потока относительно точки инициации (в нашем случае — фокуса лазерного луча), вида зажигания (лазерное, химическое, элект-

роискровое, тлеющим разрядом, плазменной свечой и т.д.). Принимаем за прототип электроискровое зажигание.

Для оценки возможности лазерного зажигания будем пользоваться имеющимися экспериментальными данными для смеси пропана с кислородо-азотной смесью. Воспользовавшись **табл. 2**, определим влияние кислородного коэффициента (**рис. 2**). Видно, что бедные смеси пропана и воздуха требуют *тысячекратного* увеличения энергии зажигания, которая, тем не менее, не превышает по абсолютному значению 0,001 Дж.

Влияние начального давления для труб диаметром более 66 мм (при меньших размерах сказывается диаметр трубы) на предел воспламенения показан на **рис. 3**, откуда видно, что для бедной смеси пропана с воздухом зажигания при малых давлениях (ниже 300 мм рт. ст.) может вообще не произойти. Таким образом, влияние больших давлений (более 760 мм рт. ст.) на зажигание можно вообще не учитывать. Что же касается малых давлений при запуске двигателя в атмосфере, то его следует ограничить величиной не более 100 мм рт. ст. и воспользоваться экспериментальными

данными для оптимального с точки зрения воспламенения соотношения топливо-воздух 0,083 в нетурбулентном потоке, приведенными в **табл. 3**.

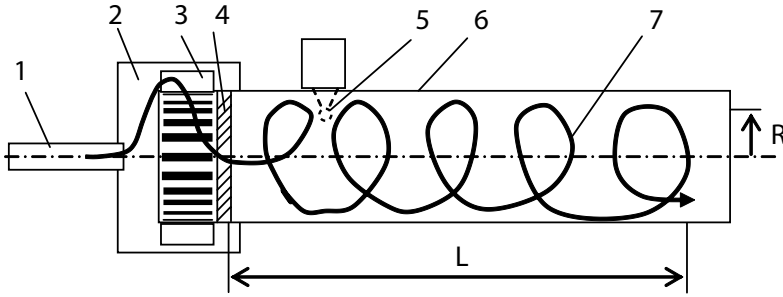
Итак, исходя из имеющихся экспериментальных данных по электроискровому зажиганию, можно полагать, что даже для неоптимальных условий по соотношению компонентов для воздушной окружающей среды, при скоростях потока не выше 20 м/с, при начальном давлении не ниже 76 мм рт. ст. ( $10^4$  Па) и при начальной температуре не ниже 27 °С можно вполне ограничиться энергией зажигания 1000 мДж или  $10^{-3}$  Дж, что примерно на порядок меньше полученной нами в экспериментах на подвижной вращающейся модели. Следовательно, мощность лазерного устройства для зажигания, по сравнению с используемой нами в экспериментах, можно снизить.

### Запуск ЖРД в космическом вакууме

Понятие «космический вакуум» достаточно условное, поскольку вокруг любого объекта в космосе всегда существует «атмосфера» из истекающих газов и даже из испаряющихся металлов. Давление такой атмосферы в полостях с подветренной стороны, как правило, не ниже 10 Па (0,1 мм рт. ст.), что, как видно из предыдущего раздела, всё равно потребует при запуске двигателя принятия определённых мер, связанных с обеспечением начальных термодинамических параметров газа (состав, температура и давление) в камере сгорания. При этом одним из способов обеспечения нужных условий при минимальном начальном расходе компонентов топлива может быть циклонная подача топлива, поскольку только она может обеспечить при сравнительно малых расходах топлива перед запуском необходимый уровень давления в месте расположения фокуса лазерного луча (**рис. 4**). Полные и статические давления в вихревой камере в зависимости от продольной  $L$  и радиальной  $R$  координаты представлены на **рис. 5** [2], из

**Таблица 3.** Зависимость энергии зажигания от скорости потока, начальной температуры и параметров искры

Абсолютное давление, мм рт. ст.	Скорость, м/с	Температура, °С	Длительность искры, мк · с	Диаметр электродов, мм	Энергия зажигания, мДж
76	1,5	27	600	16,5	17,0
127	15	107	440	9,4	7,16
127	15	121	440	9,4	6,67
127	15	27	346	9,4	9,28
127	30	27	311	9,4	12,0
127	45	27	242	9,4	13,5
127	60	27	208	9,4	13,5



**Рис. 4.** Схема экспериментальной вихревой камеры для циклонной подачи топлива: 1. Входной патрубок, 2. Коллектор, 3. Завихрители, 4. Сопло, 5. Фокус лазерного луча, 6. Вихревая камера, 7. Линия потока топлива

которого хорошо видно, что фокус лазерного луча может быть расположен в точке, где давление в 1,5 раза выше подаваемого через патрубок 1 (см. **рис. 4**). Естественно, конкретная конструкция двигателя и конкретные термодинамические параметры потока могут внести изменения как в геометрию, так и в эффективность лазерного зажигания ЖРД в вакууме, что потребует его экспериментальной отработки.

В работе [2] отмечается, что циклонная подача компонентов топлива способствует хорошей стабилизации пламени, но при раздельной подаче воздуха и горючего. В ЖРД циклонная подача была осуществлена [3] только во французском ЖРД «Viking-5с» первой ступени ракеты-носителя «Ариан 44LP». Отметим удобство использования лазерного зажигания именно при циклонной подаче топлива, поскольку лазерный луч может вводиться в камеру сгорания через головку камеры, что особенно перспективно для многоразовых ЖРД, запускающихся как в земных условиях, так и в вакууме (**рис. 6**).

Наконец, используя опыт работы [2], в которой отмечалось проскальзывание пламени в коллектор в случае подачи топливоздушной смеси, можно, по-видимому, рекомендовать такую конструкцию форсунок, чтобы скорость потока топлива на выходе была выше скорости распространения фронта пламени или детонации, если последняя окажется возможной в топливе, содержащим  $O_2$  с размещёнными в нём ТМГ. Следует отметить, что скорость распространения пламени при горении и детонации в унитарном топливе пока ещё не определена. Эта скорость сильно зависит от применяемого защитного покрытия, следовательно, подобрав покрытие, необходимо скорректировать и параметры лазерного зажигания.

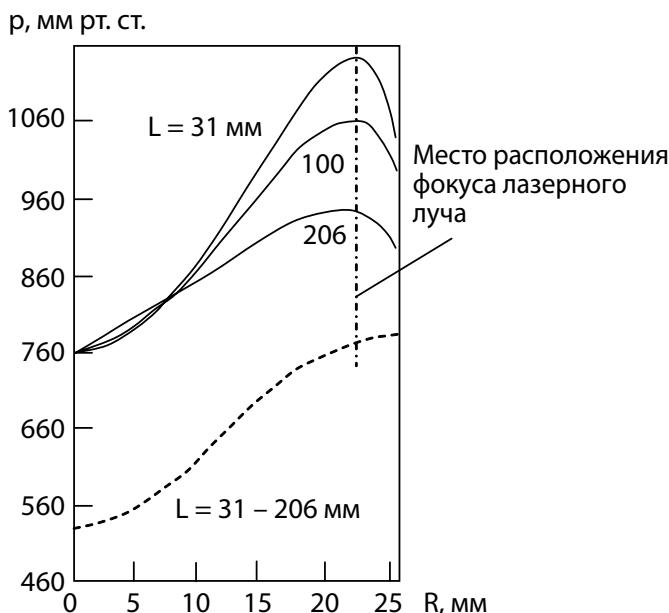
**Проблема повторного запуска**

Главная проблема повторного запуска ЖРД заключается в свойствах оптического окна. Эксперименты, проведенные с кварцевыми оптическими окнами, показали, что даже

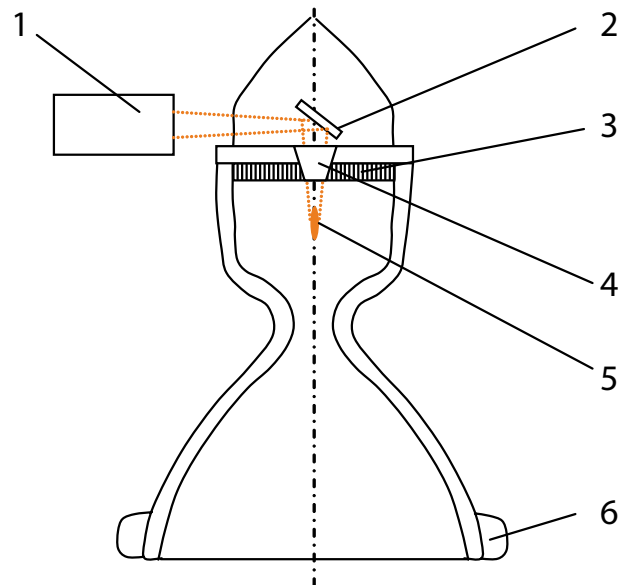
при незначительном слое копоти на той стороне окна, которая обращена к камере сгорания двигателя, случайное попадание фокуса лазерного луча на этот слой приводит к возникновению каверн на самом кварцевом стекле, нарушая его прозрачность. С другой стороны, и сама копоть, накапливаясь за время работы двигателя, будет приводить к затруднениям при повторном его запуске. Во всяком случае, для этого может потребоваться увеличение мощности луча с увеличением количества запусков. Можно надеяться, что подбором конусности, длины и диаметров кварцевого окна для ввода луча можно добиться минимальной закопченности его поверхности, не прибегая для защиты от копоти к вдуву азота или гелия.

**Продолжительность и энергия запуска**

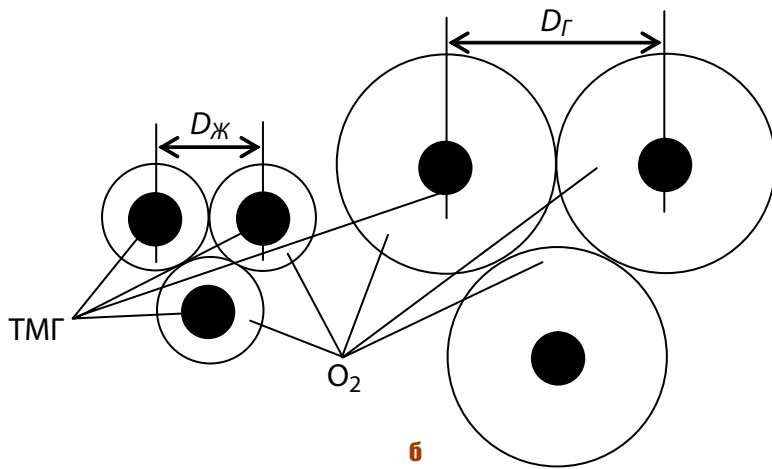
Топливо, подаваемое в камеру сгорания, представляет собой смесь газообразного кислорода, капельного кислорода и топливных микрогранул ТМГ, состоящих из гомогенной или гетерогенной смеси из 59% (весовых) полиэтилена и 41% алюминия. Весовое соотношение компонентов топлива  $O_2$ /ТМГ лежит в пределах 1,75–3,0. Плотность окислителя и горючего для обеспечения условия нулевой плавучести — одинаковая и равна 1140 кг/м<sup>3</sup>. Реально кислород в баке из-за наддува «вспухает» и его плотность равна 1130 кг/м<sup>3</sup>. Как весовое, так и объёмное соотношение компонентов будут одинаковыми, т.е. 1,75–3,0. Учитывая эти условия, определим минимальное расстояние D м между ТМГ в случае



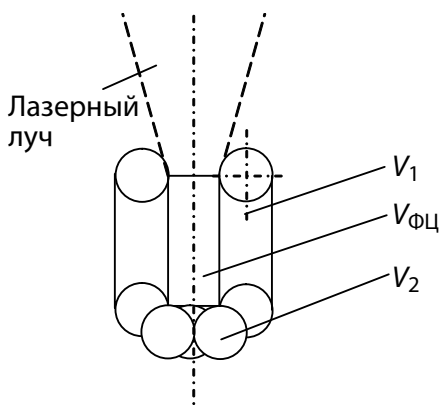
**Рис. 5.** Зависимость полного (сплошные линии) и статического давления (пунктирная линия) в циклонной камере от продольной и радиальной координаты для скорости потока на периферии 17 м/с [2]



**Рис. 6.** Схема лазерного зажигания ЖРД: 1. Бортовая система лазерного зажигания (БСЛЗ), 2. Зеркало, 3. Форсунки, 4. Кварцевое окно, 5. Фокус лазерного луча, 6. Топливный коллектор



**Рис. 8.** Распределение ТМГ в кислороде: а — в жидком, б — в газообразном



**Рис. 9.** Определение объёма соприкосновения ТМГ с ФЦ

их равномерного распределения в кислороде, представив, что каждая гранула будет окружена соответствующим количеством жидкого кислорода. Это расстояние при заданном составе топлива будет зависеть только от радиуса сферических ТМГ (рис. 8).

Поскольку топливо, прежде чем поступить в форсунки двигателя, проходя по каналам охлаждения камеры сгорания и сопла, нагревается и, поступая через форсунки в камеру сгорания, испаряется, увеличивается в объёме и приобретает значительную скорость, которая ранее нами была определена в 3 м/с и более, эффективность зажигания будет зависеть от продолжительности и энергии лазерной искры, определяемыми возможностями БСЛЗ.

В случае, когда ТМГ расположены на сравнительно большом удалении друг от друга (рис. 8), необходимо провести более детальное исследование вероятности соприкосновения ТМГ с лазерной искрой или фокальным цилиндром, параметры которого: площадь  $4,9 \cdot 10^{-8} \text{ м}^2$ , высота 1 мм, диаметр 0,25 мм.

Исходя из этих данных, объём фокального цилиндра равен  $V_{\text{ФЦ}} = 4,9 \cdot 10^{-11} \text{ м}^3$ . Вероятность  $W$  нахождения ТМГ радиуса  $r$

в любой заданной точке объёма радиуса  $D/2$  (см. рис. 8), занятого жидким, газо-жидким или газообразным кислородом, равна отношению объёма ТМГ к объёму всего топливного фрагмента, приходящегося на одну ТМГ:

$$W = V_{\text{ТМГ}} / V_{\text{O}_2} = \frac{\frac{4}{3} \pi r^3}{\frac{4}{3} \pi \left(\frac{D}{2}\right)^3} = 8 \frac{r^3}{D^3} = 8 \left(\frac{r}{D}\right)^3. \quad (3)$$

Соответственно, вероятность нахождения ТМГ радиуса  $r$  в объёме соприкосновения ТМГ с фокальным цилиндром  $V_{\text{сопр}}$  будет равна (рис. 9):

$$W_{\text{ФЦ}} = W \cdot \frac{V_{\text{сопр}}}{V_{\text{ФЦ}}} = 8 \left(\frac{r}{D}\right)^3 \cdot \frac{V_{\text{сопр}}}{4,9 \cdot 10^{-11}} \approx 8 \left(\frac{r}{D}\right)^3 \cdot \frac{\pi (0,25 \cdot 10^{-3} + 4r)^2 \cdot 10^{-3}}{4,9 \cdot 10^{-11}} \approx 1,28 \cdot 10^8 \cdot \left(\frac{r}{D}\right)^3 \cdot (0,25 \cdot 10^{-3} + 4r)^2. \quad (4)$$

Здесь  $D$  и  $r$  подставляются в метрах.

Так, например, если после выхода из форсунок камеры сгорания газообразный кислород имеет нормальное давление и температуру, т.е.  $10^5$  Па и 300 К, то зависимость  $D$  от  $r$  можно получить из уравнения состояния для идеального газа:

$$pV = mRT, \quad (5)$$

где масса кислорода, приходящаяся на одну ТМГ, может быть найдена по начальному (жидкому) его состоянию с учётом массового соотношения компонентов  $K_m = 1,7 \dots 3,0$ :

$$m = V_{\text{ТМГ}} \cdot \rho_{\text{ТМГ}} \cdot K_m = \frac{4}{3} \pi r^3 \cdot 1120 \cdot K_m. \quad (6)$$

Далее уравнение (5) приобретает вид:

$$pV = \frac{4}{3} \pi r^3 \cdot 1120 \cdot K_m \cdot \frac{\hat{R}}{\mu_{\text{O}_2}} \cdot T = \frac{4}{3} \pi r^3 \cdot 1120 \cdot K_m \frac{8314}{32} 300, \quad (7)$$

откуда можно найти объём кислорода

$$V = \frac{4}{3} \pi \frac{1}{8} D^3 = 0,5 D^3 = \frac{4 \pi r^3}{3 p} \cdot 8,7 \cdot 10^7 K_m = \frac{4 \pi r^3}{3 \cdot 10^5} \cdot 8,7 \cdot 10^7 K_m = 364 r^3 K_m \quad (8)$$

и интересующую нас величину  $D$ :

$$D = \sqrt[3]{364 r^3 K_m \cdot 1,9} = 8,8 r \cdot \sqrt[3]{K_m} \quad (9)$$

Зависимость  $D, m$  от  $r$  и  $K_m$  представлена в табл. 4.

Как видно из таблицы, радиусы газовой кислородной оболочки вокруг ТМГ при нормальных условиях примерно на порядок больше радиусов ТМГ, а объёмы, соответственно, больше на три порядка. На этом режиме, когда давление в камере сгорания перед запуском двигателя равно нормальному ( $10^5$  Па), двигатель вряд ли будет запускаться, но оно принято нами для расчёта гарантийного запуска как минимально возможное. При более высоких давлениях газовые оболочки вокруг ТМГ будут меньше, и надёжность запуска двигателя будет возрастать.

Для того, чтобы рассчитать вероятность надёжного запуска двигателя при нормальных условиях в камере сгорания, воспользуемся только что полученными данными. Очевидно, что при скорости движения топлива  $v = 1$  м/с при продолжительности импульса лазерного воздействия  $\tau = 1$  с в одном погонном метре будет располагаться  $n = 1/D$  ТМГ, следовательно вероятность попадания ТМГ за это время в зону фокального цилиндра будет равна (берём самые большие значения  $D$  и  $r$  из табл. 4):

$$W_{\text{ФЦ}}^{\tau=1} = W_{\text{ФЦ}} \cdot \frac{1}{D} \tau \approx 1,28 \cdot 10^8 \left(\frac{r}{D}\right)^3 \cdot (0,25 \cdot 10^{-3} + 4r)^2 \frac{1}{D} \tau \approx 0,1 \cdot \frac{1}{D} \tau \approx 30, \quad (10)$$

т.е. значительно больше 1,0.

Общая формула для определения вероятности попадания одной ТМГ в зону фокального цилиндра при скорости движения смеси  $v$ , м/с при длительности импульса лазерного воздействия  $\tau$ , с будет иметь вид:

$$W_{\text{ФЦ}}^{\tau} = W_{\text{ФЦ}} \frac{v}{D} \tau, \quad (11)$$

а приравняв эту вероятность к единице (т.е. вероятность 100%), получим возможность определять скорость движения

смеси  $v$ , м/с и длительность лазерного импульса  $\tau$ , с в зависимости от расстояния между центрами ТМГ  $D$ , м и вероятности  $W_{\PhiЦ}$ :

$$v = \frac{D}{W_{\PhiЦ} \cdot \tau} \quad (12)$$

Окончательно с использованием (4) получаем:

$$v = \frac{D}{W_{\PhiЦ} \cdot \tau} = \frac{D}{1,28 \cdot 10^8 \left(\frac{r}{D}\right)^3 \cdot (0,25 \cdot 10^{-3} + 4r)^2 \tau} = 0,8 \cdot 10^{-8} \frac{D^4}{r^3 (0,25 \cdot 10^{-3} + 4r)^2 \tau} \quad (13)$$

Видим, что чем меньше продолжительность импульса зажигания, тем больше может быть скорость движения топлива относительно лазерного фокуса. С другой стороны, уменьшение размеров ТМГ также повышает скорость движения топлива, а увеличение  $D$  её понижает. Последнее означает, что перед запуском двигателя выгодно как можно больше нагреть окислитель.

**Проблема надёжности запуска**

Итак, для 100% надёжности запуска при нормальных условиях в камере по полученной нами формуле (13) можно найти интересующие нас продолжительности лазерного импульса для различных скоростей движения парообразного кислорода, увлекающего за собой ТМГ.

Для расчётов используем данные по  $D$  и  $r$  из табл. 4, а результаты расчётов сводим в табл. 5, из которой видно, что практически для всех размеров ТМГ получаются приемлемые скорости движения топливной смеси в камере сгорания перед её воспламенением от лазера, если ориентироваться на полученные нами результаты для минимальной энергии луча 0,005 Дж [4].

Принимаем, что скорость движения поверхности ТМГ относительно  $\PhiЦ$  равна сумме линейной скорости движения гранулы и тангенциальной скорости вращения её поверхности, и определяем диапазон возможных параметров для гарантированного попадания гранулы в зону действия фокуса лазера при **однократном** импульсе зажигания. Приемлемые скорости выделены в табл. 5 жирным шрифтом.

Таким образом, получены все необходимые данные для того, чтобы сформулировать техническое задание на создание бортовой системы лазерного зажигания (БСЛЗ) ЖРД.

**Возможный облик и характеристики бортовой системы запуска**

Полученные экспериментальные результаты показывают, что для разработанных в АИН унитарных (однобаковых) топлив с жидким кислородом в качестве окислителя и ТМГ в качестве горючего (полиэтилено-

вые армированные или бронированные алюминием), может быть реально создана БСЛЗ.

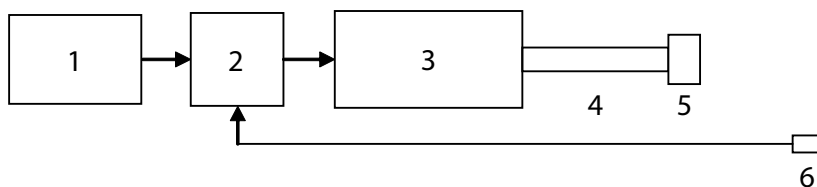
Для формулирования положений ТЗ на БСЛЗ, надо оценить её возможные энергетические и массовые характеристики по составляющим (рис. 10).

**Таблица 4.** Значения  $D$  для расчёта вероятности соприкосновения ТМГ с фокальным цилиндром ( $\PhiЦ$ )

Радиус ТМГ, $r$ , м		2,5·10 <sup>-5</sup>	5·10 <sup>-5</sup>	1,25·10 <sup>-4</sup>	2,5·10 <sup>-4</sup>
		$D$ , м			
Массовое соотношение компонентов $K_m$	1,7	2,6·10 <sup>-4</sup>	5,2·10 <sup>-4</sup>	1,31·10 <sup>-3</sup>	2,6·10 <sup>-3</sup>
	2,0	2,8·10 <sup>-4</sup>	5,6·10 <sup>-4</sup>	1,39·10 <sup>-3</sup>	2,8·10 <sup>-3</sup>
	2,5	3,0·10 <sup>-4</sup>	6,0·10 <sup>-4</sup>	1,49·10 <sup>-3</sup>	3,0·10 <sup>-3</sup>
	3,0	3,2·10 <sup>-4</sup>	6,3·10 <sup>-4</sup>	1,59·10 <sup>-3</sup>	3,2·10 <sup>-3</sup>

**Таблица 5.** Допустимые суммарные скорости поверхности ТМГ относительно  $\PhiЦ$  (выделены жирным шрифтом)

Радиус ТМГ, $r$ , м		2,5·10 <sup>-5</sup>	5·10 <sup>-5</sup>	1,25·10 <sup>-4</sup>	2,5·10 <sup>-4</sup>
		$D$ , м			
$K_m = 1,7$		2,6·10 <sup>-4</sup>	5,2·10 <sup>-4</sup>	1,31·10 <sup>-3</sup>	2,6·10 <sup>-3</sup>
$\tau$ , мс		$v$ , м/с			
2,0		<b>11,4</b>	<b>11,7</b>	<b>10,0</b>	<b>7,0</b>
2,5		<b>9,1</b>	<b>9,4</b>	<b>8,0</b>	<b>5,6</b>
4,0		<b>5,7</b>	<b>5,8</b>	<b>5,0</b>	<b>3,5</b>
5,0		<b>4,6</b>	<b>4,7</b>	<b>4,0</b>	<b>2,8</b>
		$D$ , м			
$K_m = 2,0$		2,8·10 <sup>-4</sup>	5,6·10 <sup>-4</sup>	1,39·10 <sup>-3</sup>	2,8·10 <sup>-3</sup>
$\tau$ , мс		$v$ , м/с			
2,0		15,3	15,7	<b>12,8</b>	<b>9,4</b>
2,5		<b>12,2</b>	<b>12,6</b>	<b>10,2</b>	<b>7,5</b>
4,0		<b>7,6</b>	<b>7,8</b>	<b>6,4</b>	<b>4,7</b>
5,0		<b>6,2</b>	<b>6,3</b>	<b>5,1</b>	<b>3,8</b>
		$D$ , м			
$K_m = 2,5$		3,0·10 <sup>-4</sup>	6,0·10 <sup>-4</sup>	1,49·10 <sup>-3</sup>	3,0·10 <sup>-3</sup>
$\tau$ , мс		$v$ , м/с			
2,0		20,2	20,7	16,9	<b>12,4</b>
2,5		16,1	16,6	<b>13,5</b>	<b>9,9</b>
4,0		<b>10,1</b>	<b>10,3</b>	<b>8,4</b>	<b>6,2</b>
5,0		<b>8,0</b>	<b>8,3</b>	<b>6,7</b>	<b>4,9</b>
		$D$ , м			
$K_m = 3,0$		3,2·10 <sup>-4</sup>	6,3·10 <sup>-4</sup>	1,59·10 <sup>-3</sup>	3,2·10 <sup>-3</sup>
$\tau$ , мс		$v$ , м/с			
2,0		26,2	25,2	22,1	16,0
2,5		20,9	20,2	17,7	<b>12,3</b>
4,0		<b>13,1</b>	<b>12,6</b>	<b>11,0</b>	<b>8,0</b>



**Рис. 10.** Структурная схема БСЛЗ: 1. Аккумуляторная батарея, 2. Электронный блок, 3. Лазерный блок, 4. Световод, 5. Лазерная головка, 6. Датчик запуска двигателя

## Энергетические и массовые характеристики отдельных составляющих БСЛЗ. Суммарная масса БСЛЗ

### 1. Аккумуляторная батарея

Аккумулятор электроэнергии в составе БСЛЗ необходим в том случае, когда на борту летательного аппарата нет единого источника электроснабжения, что бывает довольно редко, либо для повышения надёжности работы.

Максимальная удельная мощность излучения лазера в зоне фокусного цилиндра  $\Phi Ц$  равна  $N_{\text{л}} = 2,6 \cdot 10^6$  Вт/см<sup>2</sup>. Потери энергии в кварцевом оптическом окне толщиной до 10 мм не будут превышать 25%, а в лазерной головке и волноводе — 50%. Учитывая, что диаметр  $\Phi Ц$  равен 0,25 мм, а площадь его поперечного сечения 0,0005 см<sup>2</sup>, получим мощность источника:

$$N_{\text{пл}} = \frac{2,6 \cdot 10^6 \cdot 5 \cdot 10^{-4}}{0,75 \cdot 0,5} = 173 \approx 200 \text{ Вт.} \quad (14)$$

При КПД лазера 2%, длительности импульса  $4 \cdot 10^{-3}$  с (одна попытка запуска) потребуется энергия  $E = 200 : 0,02 \cdot 4 \cdot 10^{-3} = 40$  Дж = 40 Вт·с, следовательно, при стандартном бортовом напряжении на космических аппаратах 27 В получим ёмкость аккумулятора  $A = E/V = 40/27 = 1,5$  А·с. Для  $n$  попыток зажигания или для зажигания одной БСЛЗ  $n$  двигателей (с одной попытки) потребуется ёмкость  $E = n \cdot 13$  А·с.

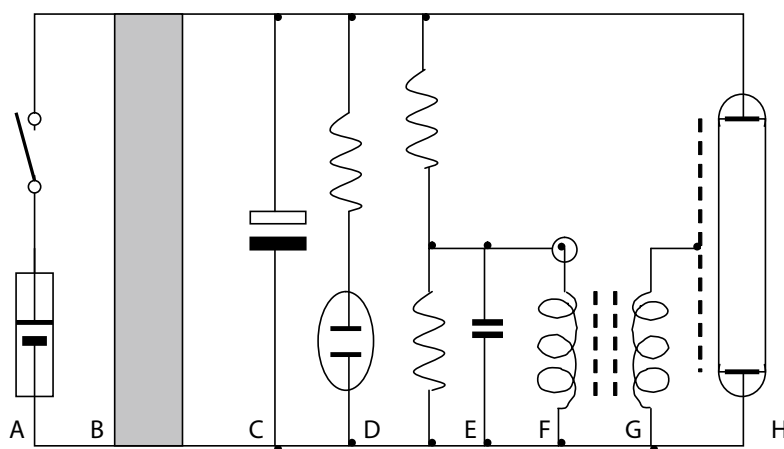
Характеристики существующих аккумуляторов приведены в **табл. 6**.

Для запуска БСЛЗ может быть использована импульсная конденсаторная батарея. Масса такого аккумулятора для обеспечения одного запуска двигателя с элементами

**Таблица 6.** Характеристики аккумуляторов и топливного элемента

Тип	Энергоёмкость, кДж/кг		Мощность, Вт/кг	Кол-во циклов заряда	Ресурс, лет
	Теоретическая	Практическая			
Свинцовый	0,1	0,07	50	2000	3,5
Кадмиево-никелевый	0,22	0,035	80	8000	5
Серебряно-кадмиевый	0,295	0,06	120	1000	1
Серебряно-цинковый	0,523	0,09	200	150	0,2
Никелево-водородный	0,3	0,06	90	2000	2
Импульсная конденсаторная батарея*	4,0	1,3	$1,5 \cdot 10^5$	$10^6$	5

\* Разработка и изготовление «Энергия ЗЭМ», г. Королёв Московской обл.



**Рис. 11.** Упрощённая схема электронного блока БСЛЗ

**Таблица 7.** Характеристики высоковольтных конденсаторов

Тип конденсатора	Аккумулируемая энергия, кДж/кг
Бумажный КВГ-МН	0,0071
Пираноловый (соволовый)	0,044
Полиэтилентерефталатный (лавсановый)	5,0
Керамический с плёночной керамикой ВК-5	500,0

крепления и силовым кабелем не превысит, вероятно,  $m_1 = 0,35$  кг. Для 10, 100 и 1000 запусков относительные массы такого аккумулятора будут уменьшаться и, соответственно, составят: **2, 18 и 175** кг.

### 2. Электронный блок

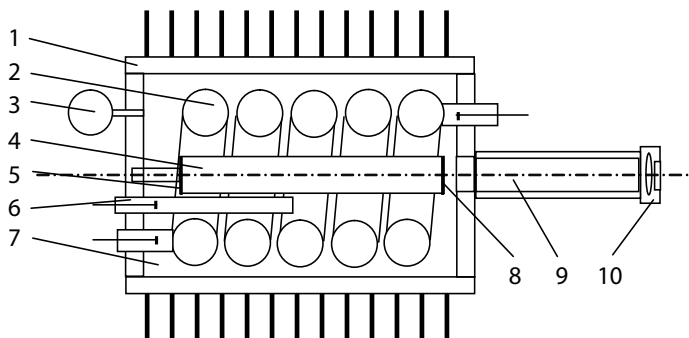
Электронный блок (**рис. 11**) преобразует энергию аккумулятора  $A$  в высокое напряжение с помощью преобразователя  $B$ . Энергия запасается в конденсаторе  $C$ , уровень готовности которого сигнализирует индикатор  $D$ . Одновременно с основным конденсатором  $C$  заряжается триггерный конденсатор  $E$ , напряжение которого не превышает 150 В, а ёмкость — не более 5% от  $C$ . Разъём  $F$  служит для включения с помощью триггерного трансформатора  $G$  поджигающего электрода газосветной лампы накачки  $H$ . При включении разъёма конденсатор  $E$  разряжается через первичную обмотку триггерного трансформатора  $G$ . При этом во вторичной обмотке формируется ток высокого напряжения (несколько киловольт), который поступает в поджигающий электрод. Газ внутри трубки  $H$  ионизируется, и через неё разряжается основной конденсатор  $C$ . Светом от этой трубки накачивается рабочий элемент лазера. Заметим, что поджигающий электрод и газосветная лампа накачки в электронный блок не входят, а являются принадлежностью лазера.

Электронный блок управляет включением БСЛЗ и её остановкой после запуска двигателя. Принимая по аналогии с действующими образцами массу электронного блока (ЭБ)  $m_{\text{ЭБ}}$  как удесятерённую массу (без учёта массы корпуса) основного элемента — высоковольтного керамического конденсатора, получим величину  $m_{\text{ЭБ}} = 10 \cdot 0,360/500 = 0,0072 \approx 0,01$  кг, а с учётом массы корпуса будем иметь  $m_2 = 0,1$  кг. Массы конденсаторов приведены в **табл. 7**.

### 3. Лазерный блок

Лазерный блок БСЛЗ (**рис. 12**) включает: корпус с охлаждающими рёбрами, заполненный спирто-глицериновой смесью (1), газосветную лампу накачки лазера (2), расширительную ёмкость (3), стержень кристалла-монохроматора (4), непрозрачного зеркала (5), поджигающего электрода (6), охлаждающей жидкости (7), полупрозрачного зеркала (8), световодного кабеля (9) и лазерной головки с фокусирующей линзой (10).

В качестве кристалла-монохроматора используется стержень длиной 100 и диаметром 6,3 мм из алюмо-иттриевого граната (как вариант — легированного неодимом) или из алюмоната иттрия. Масса стержня



**Рис. 12.** Схема лазерного блока БСЛЗ: 1. Корпус, 2. Газосветная лампа, 3. Расширительная ёмкость, 4. Кристалл-монокроматор, 5. Непрозрачное зеркало интерферометра Фабри-Перо, 6. Поджигающий электрод, 7. Охлаждающая прозрачная жидкость, 8. Прозрачное зеркало интерферометра, 9. Световодный кабель, 10. Головка лазера с линзой, фокусирующей луч лазера

вместе с зеркалами и теплоотводящей державкой составляет  $m_c = 0,2$  кг.

Газосветная лампа и поджигающий электрод в сумме имеют массу  $m_l = 0,15$  кг, а масса охлаждающей жидкости (спирто-глицериновая смесь) вместе с расширительным бачком равна  $m_o = 0,15$  кг.

Наконец, корпус с охлаждающими рёбрами и элементами крепления имеет массу  $m_k = 0,25$  кг.

В итоге общая масса лазерного блока составит не более:

$$m_3 = m_c + m_l + m_o + m_k = 0,2 + 0,15 + 0,15 + 0,25 = 0,75 \text{ кг.} \quad (15)$$

#### 4. Световодный кабель (световод)

Световод применяется для исключения вибраций, передаваемых от двигателя к БСЛЗ, а также в случае запуска от одной БСЛЗ нескольких двигателей. Его масса принимается равной  $m_4 = 0,1$  кг. Для запуска карусельной ДУ световодный кабель не требуется, т.к. запуск осуществляется дистанционным способом.

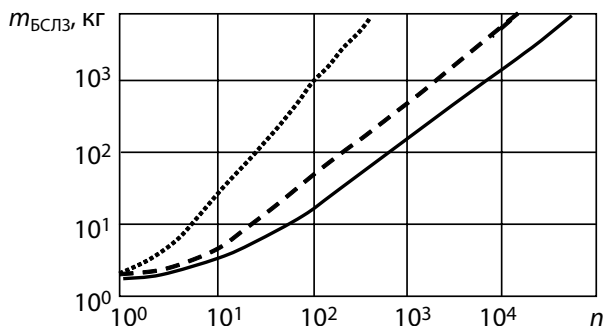
#### 5. Лазерная головка

Фокусирующая линза, расположенная в лазерной головке, представляет собой окончание световода. Лазерная головка жёстко крепится на корпусе оптического окна двигателя, если не требуется дистанционного его запуска. Масса лазерной головки принимается равной  $m_5 = 0,05$  кг.

#### 6. Датчик запуска двигателя

Датчик соединяется тонким световодным кабелем с электронным блоком и даёт команду на отключение БСЛЗ после надёжного запуска двигателя. Общая масса этого устройства не более  $m_6 = 0,1$  кг.

Таким образом, общая ориентировочная масса БСЛЗ, рассчитанная на однократный запуск двигателя, равна  $m_{\text{БСЛЗ}} = m_1 + m_2 + m_3 + m_4 + m_5 + m_6 = 0,35 + 0,1 + 0,75 + 0,1 + 0,05 + 0,1 = 1,45$  кг.



**Рис. 13.** Массовые характеристики БСЛЗ мощностью  $1,5 \cdot 10^7$  Дж/см<sup>2</sup> в зависимости от метода зажигания в двигателях с тягой 8-10 т.: 1. Химическое, 2. Акустическое, 3. Лазерное

В случае повторных или многократных запусков двигателей с помощью БСЛЗ будет увеличиваться только масса аккумулятора. Таким образом, для 10 запусков двигателей масса БСЛЗ составит 3,1 кг, для 100 запусков 19,1 кг, для 1000 запусков 176,1 кг, что и отражено на рис. 13.

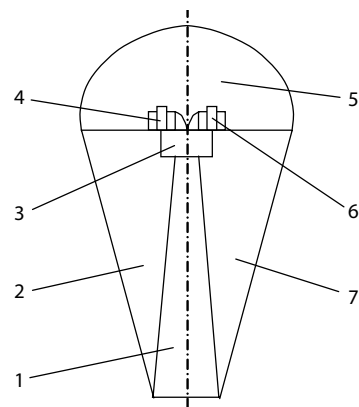
Необходимо, наконец, отметить, что весьма обнадеживающие результаты по возможности создания БСЛЗ относятся именно к унитарным топливам с ТМГ, которые не могут быть без соответствующих экспериментальных подтверждений распространены на зажигание других топливных пар, таких, например, как прозрачные для лазерного излучения  $O_2$  и  $H_2$  с выбранной длиной волны.

### К.Э. Циолковский о взрывном характере работы ЖРД

В книге «Исследование мировых пространств реактивными приборами» 1914 года [5], названной Константином Эдуардовичем дополнением к двум первым частям труда того же названия, изложена суть его представлений о тяговой энергетике изобретённой им же пилотируемой космической жидкостной ракеты. Он предложил использовать озон и так называемую «взрывную трубу», которую в современных терминах можно интерпретировать как ЖРД периодического или пульсирующего типа. На рис. 14 показана схема взрывного двигателя К.Э. Циолковского.

Как известно, подавляющее большинство технических предложений К.Э. Циолковского нашло отражение в конкретных конструкциях современных космических ракет и космических аппаратов. Но «взрывного двигателя» пока ещё не создано.

Проблема состоит в чрезвычайной сложности его тепловой схемы, да и собственно конструкции из-за её нагружения большими знакопеременными силами. Одна из нерешённых задач состоит в цикличной дозировке поступающих в камеру сгорания компонентов



**Рис. 14.** Схема взрывного двигателя К.Э. Циолковского: 1. «Взрывная труба», 2. Бак с жидким водородом, 3. Взрывная камера, 4. Насос для подачи жидкого водорода, 5. Кабина экипажа, 6. Насос для подачи жидкого кислорода, 7. бак с жидким кислородом

топлива, причём частота таких поступлений оказывается довольно высокой. Многочисленные попытки создания пульсирующих ЖРД были безуспешными из-за наличия клапанов, имеющих весьма малый срок службы. Применение топлив с ТМГ и БСЛЗ эту задачу облегчает.

### Библиография

1. Раушенбах Б.В., Белый С.А., Беспалов И.В., Бородачёв В.Я., Вольинский М.С., Прудников А. Г. Физические основы рабочего процесса в камерах сгорания воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1964. 527 с.
2. Вопросы зажигания и стабилизации пламени. Сб. статей под ред. С.А. Гольденберга. М.: Изд-во иностр. лит. 1963. 392 с.
3. Уманский С.П. Ракеты-носители. Космодромы. / Под ред. Ю.Н. Коптева. Москва, «Рестарт+», 2001.
4. В.П. Бурдаков, В.В. Ягодин. Лазерное зажигание унитарного топлива в жидкостных ракетных двигателях // Наука и технологии в промышленности, 2011, № 3, С. 74-79.
5. Циолковский К.Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами. «Научное обозрение», май 1903, Калуга, 1914.