

Исследование и анализ применения ракетных блоков с РДТТ в качестве ускорителей жидкостных ракет-носителей

В.Н. Гуцин

Рассматривается эффективность применения твердотопливных разгонных блоков для увеличения грузоподъемности существующих жидкостных ракет-носителей. Результаты представлены для ракеты-носителя «Зенит». Показано, что возможно увеличение массы выводимой полезной нагрузки на 45%. Расчеты показали, что целесообразна следующая схема работы ступеней: ускорители работают совместно с двигательной установкой второй ступени.

1. Введение

В настоящее время получила широкое развитие для ракет-носителей (РН) техника ракет на жидком топливе. Исторически это было связано с более высокой удельной тягой ЖРД по сравнению с РДТТ. При этом за последние 15...20 лет удельная тяга ЖРД увеличилась с 3200 до 4200 Н с/кг, а РДТТ - с 2200 до 3150 Н с/кг. На первых ступенях РН, использующих низкокипящие компоненты, применялся керосин или его синтетический аналог, что было связано со стремлением уменьшить массу и габариты РН в целом и ее первой ступени в частности. Этому требованию отвечает применение в качестве ускорителя жидкостной РН набора твердотопливных ракетных блоков (РБ). Действительно, плотность твердого ракетного топлива в 1,8 раз выше средней плотности жидкого, притом, что удельная тяга РДТТ близка к удельной тяге ЖРД, использующих высококипящие компоненты, либо один из компонентов.

Важным преимуществом РДТТ является его высокая надежность. Исследования, проведенные в 80-х годах отечественными и зарубежными специалистами по анализу аварий за последние к тому времени 10 лет дали примерно сходную картину: из 300 аварий с различными ракетами ни одной не приходилось на ракеты с РДТТ.

Постоянная готовность к пуску, удобство в эксплуатации представляет собой другое не менее важное достоинство РДТТ.

Совершенство РДТТ и наличие обширной сети КБ и серийных заводов, т.е. производственной базы, что связано с применением ракет с РДТТ в качестве составной части грунтовых подвижных комплексов, шахтных пусковых установок и установок на подводных лодках, позволяет рассчитывать на реальность применения РБ с РДТТ в качестве ускорителей жидкостных РН КА.

И, наконец, последний аргумент в пользу применения РДТТ в качестве ускорителей заключается в том, что твердотопливные блоки можно рассматривать как унифицированные элементы для разработки ускорителей однотипных РН. Так, с помощью набора требуемого количества РБ можно с помощью одного хорошо отработанного двигателя обеспечить создание целой серии ускорителей.

В связи с вышеизложенным, возникает задача, или целая серия задач, научно-технической проблемы, связанной с получением ответа на следующие вопросы:

- 1) что дает применение РДТТ ?
- 2) сколько будет это стоить по сравнению с разработкой нового носителя?
- 3) какой метод оценки и анализа эффективности такого применения должен быть использован ?

2. Анализ эффективности применения РБ с РДТТ в качестве ускорителя РН с ЖРД

На базе одного разгонного блока РН «Энергия» создан двухступенчатый ракета-носитель «Зенит», работающий на топливе жидкий кислород-керосин, способный выводить на низкие орбиты ~ 14 т при стартовой массе 460 т. При достижении определенного уровня надежности этого носителя предполагается использовать его для доставки на орбиту пилотируемых КА нового поколения и широко применять его в коммерческих запусках.

Характеристики РН «Зенит» представлены в табл. 1.

Пусть имеет место оптимальное распределение топлива по ступеням РН, и в процессе доработок это распределение меняться не будет (или почти не будет). Другими словами, будем считать, что в процессе доработок масса последней ступени будет неизменной, а получающийся выигрыш в массе полезной нагрузки (если он будет в процессе модернизации) обеспечивается за счет уменьшения массы топлива в этой последней ступени. При этом предыдущая ступень остается неизменной («замороженной»). Такой подход существенно упрощает методику предварительной оценки, а получаемый в результате выигрыш, или прирост массы полезной нагрузки может рассматриваться, как нижняя минимальная оценка, оставляя тем самым резерв для дальнейшего совершенствования РН КА с ускорителями на базе РБ с РДТТ.

Требуемая скорость на орбите высотой Н определим по формуле

$$V_{\Sigma}^{мреб.} = \sqrt{g_0 \left(\frac{R^2}{R+H} + 2H \right)} ;$$

где g_0 -ускорение свободного падения на поверхности Земли, м/с²;

R-средний радиус Земли, м;

H-высота орбиты, м.

Таблица 1

Характеристики РН типа «Зенит»

Характеристики	1-я ступень	2-я ступень
Стартовая масса, т	459	106,3
Масса полезной нагрузки, т	106,3	13,7
Масса топлива, т	318,8	80,6
Масса конструкции, т	33,9	12,0
Тяга, КН	7259	912
Удельная тяга, Н*с/кг	3020	3432
Время работы, с	145	300
Начальная тяговооруженность	1,61	0,87
Относительный запас топлива	0,6946	0,7582
Скорость по Циолковскому, м/с	3582	4872
Суммарная скорость по Циолковскому, м/с	8454	

При $H=3 \times 10^5$ м (300 км) , $g_0= 9,81$ м/с² , $R =6,371 \times 10^6$ м, величина требуемой скорости составляет $V_{\Sigma}^{мреб.} =8098$ м/с.

Примем, что гравитационные и аэродинамические потери составляют около 22,14 %, тогда скорость по Циолковскому окажется равной 9891 м/с.

При $H=2 \times 10^5$ м (200 км) , $g_0= 9,81$ м/с² , $R =6,371 \times 10^6$ м, величина требуемой скорости составляет $V_{\Sigma}^{мреб.} =8031$ м/с.

Таким образом гравитационные и аэродинамические потери составили для ракеты типа «Зенит» при выведении на орбиту высотой $H=200$ км $=421$ м/с, что составляет 5,2% от требуемой скорости. Разница с цифрой в 22,14% объясняется меньшим временем работы твердотопливного ускорителя по сравнению со ступенью с ЖРД.

В качестве ускорителя попробуем применить два твердотопливных блока, характеристики которых представлены в табл. 2.

Определим количество ракетных блоков, которое надо присоединить к «Зениту» для использования (применения) их в качестве ускорителя.

Можно рассмотреть два варианта применения РБ с РДТТ в качестве ускорителей.

Вариант 1. РДТТ ускорителей работают параллельно с работой первой ступени «Зенита». Определим минимальное число РБ с РДТТ, обеспечивающих старт системы. Примем, что $n_0^{don} > 1,2$, тогда исходное уравнение:

$$n_0 = \frac{P_0^{ЖРД} + nP_0^{РДТТ}}{(m_0^{ЖРД} + nm_0^{РДТТ})g_0} > n_0^{don}; n_0^{don} > 1,2.$$

Откуда

$$n > \frac{n_0^{don} m_0^{ЖРД} g_0 - P_0^{ЖРД}}{P_0^{РДТТ} - n_0^{don} m_0^{РДТТ} g_0};$$

где n- количество РБ с РДТТ;

n_0^{don} - допустимая начальная тяговооруженность системы «Зенит» с РБ с РДТТ;

$m_0^{ЖРД}$ - начальная стартовая масса РН «Зенит»;

g_0 - ускорение свободного падения;

$P_0^{ЖРД}$ - тяга РН «Зенит»;

$P_0^{РДТТ}$ - тяга единичного ракетного блока с РДТТ;

$m_0^{РДТТ}$ - начальная стартовая масса РБ с РДТТ.

Значения исходных данных приведены в табл. 3.

В результате решения неравенства находим, что $n > 0$.

Таким образом, любое количество РБ с РДТТ обеспечивают старт системы с $n_0^{don} > 1,2$.

Таблица 2

Гипотетические данные по ракетному блоку с РДТТ

Характеристики	Значения
Удельная тяга, Н*с/кг	2550
Масса ракетного блока с РДТТ, т	27,5

Начальная тяговооруженность	2,45
Максимальный диаметр, м	1,8
Относительная масса топлива	0,5740
Относительная конечная масса	0,4260

Вариант 2. На начальном этапе полета до израсходования топлива в РБ с РДТТ двигатель первой ступени РН «Зенит» не включается. Количество блоков, которое допустимо применить в этом случае, находится из двух условий:

$$1) \quad n_0^{\text{дон}} > 1,2 ;$$

2) расположение РБ с РДТТ по периферии вокруг топливного отсека первой ступени РН «Зенит».

Первое условие описывается формулой:

$$n > \frac{m_0^{\text{ЖРД}} g_0 n_0^{\text{дон}}}{P_0^{\text{РДТТ}} - n_0^{\text{дон}} m_0^{\text{РДТТ}} g_0} ,$$

которая при исходных данных табл. 3 дает значение $n > 7,7$.

Таблица 3

Исходные данные

Наименование	Обозначение	Величина
Начальная стартовая масса РН «Зенит»	$m_0^{\text{ЖРД}}$, т	460
Ускорение свободного падения	g_0 м/с ²	9,81
Тяга РН «Зенит»	$P_0^{\text{ЖРД}}$, кН	7260
Тяга ускорителей (8 РДТТ)	$P_0^{\text{РДТТ}}$, кН	1560
Начальная стартовая масса ускорителей	$m_0^{\text{РДТТ}}$, т	27,5
Значение начальной тяговооруженности	$n_0^{\text{дон}}$	1,2

По второму условию:

$$n < \pi \left(1 + \frac{D_{\text{ЖРД}}}{d_{\text{РДТТ}}} \right) ,$$

которая определяет значение количества блоков, как $n < 9,9$.

В два условия укладываются значения $n=8$ и $n=9$, но, учитывая необходимость обеспечения симметрии тяги (отсутствие опрокидывающего момента), единственным решением при неработающей двигательной установке первой ступени РН «Зенит» будет решение $n=8$.

Рассмотрим эффективность применения РБ с РДТТ для увеличения массы полезной нагрузки, выводимой с помощью РН «Зенит» на орбиту высотой $H=200$ км.

В табл. 4 и 5 представлены значения характеристической и истинной скоростей для РН «Зенит» и системы РН «Зенит» с восьмью РБ с РДТТ.

Таблица 4

Характеристики системы: РН «Зенит»

Характеристики	Первая ступень	Вторая ступень	Суммарная скорость
Характеристическая скорость (скорость по Циолковскому), м/с	3582	4872	8454
Истинная скорость, м/с	3403	4628	8031
Характеристическая скорость (скорость по Циолковскому), м/с	3582	4872	8454
Истинная скорость, м/с	3403	4628	8031

Таблица 5

Характеристики системы: РН «Зенит»+8 РБ с РДТТ

Характеристики	Первая ступень (ускоритель)	Вторая ступень	Третья ступень	Суммарная скорость
Характеристическая скорость (скорость по Циолковскому), м/с	897	3582	4137	8454
Истинная скорость, м/с	698 (потери-22,14%)	3403	3930	8031

В табл.6 представлены результаты расчета системы РН «Зенит» с 8-ю ракетными блоками, принятых в качестве ускорителя.

Таблица 6

Характеристики системы «Зенит»+ 8 РБ с РДТТ

Характеристики	1-я ступень	2-я ступень	3-я ступень
Стартовая масса, т	680	460	106,3
Удельная тяга, Н*с/кг	2550	3020	3432
Масса полезной нагрузки, т	460	106,3	19,85
Масса РБ ступени, т	220	352,7	86,45
Масса топлива, т	201,6	318,8	74,45
Тяга, КН	8444	7259	912
Начальная тяговооруженность	1,26	1,61	0,87
Длина ракеты-носителя ступени, м	8	57	33

Максимальный диаметр, м	7,5	3,9	3,9
Относительная масса топлива	0,2965	0,6930	0,7004
Относительная конечная масса	0,7035	0,3070	0,2996
Относительная масса полезной нагрузки ступени	0,6765	0,2311	0,1867
Относительная масса полезной нагрузки			
- для системы «Зенит»+ 8 РБ с РДТТ;		0,02919	
- для «Зенита»		0,02985	
Коэффициент ухудшения качества, %		2,2	

Здесь возникают дополнительные задачи, подлежащие специальному исследованию.

1. Анализ эффективности применения работающей второй жидкостной ступени при работе РБ ускорителя.
2. Анализ эффективности последовательного сброса отработавших ускорителей.
3. Выбор оптимального режима работы РБ ускорителя.

3. Анализ вариантов использования ускорителей

Проведем анализ эффективности применения работающей второй жидкостной ступени при работе РБ ускорителя; анализ эффективности последовательного сброса отработавших ускорителей; выбор оптимального режима работы РБ ускорителя.

Рассматриваются варианты соединения (последовательности работы базовой модели РН «Зенит» и твердотопливных ускорителей) с целью дальнейшего увеличения эффективности системы. Рассматривались четыре схемы работы:

последовательная работа ступеней (тандем);

1) параллельная работа всех восьми ускорителей совместно с ракетой-носителем второй ступени (параллель);

2) на старте начинают работать четыре ускорителя (половина от общего количества) и двигатели ракеты-носителя второй ступени, спустя половину времени работы первой группы ускорителей включается вторая группа ускорителей. После окончания работы первой группы ускорителей, они сбрасываются (параллель с перекрытием);

3) на старте начинают также, как и в предыдущем случае работать четыре ускорителя совместно с двигателями ракеты-носителя второй ступени;

4) по окончании работы ускорителей первой группы они отбрасываются и включается вторая группа ускорителей (последовательно-параллельная).

Исследования, проведенные с целью определения наиболее эффективной схемы работы ускорителей относительно ракеты-носителя второй ступени по критерию максимальной достижимой суммарной скорости, показали результаты, приведенные в табл. 7.

Таблица 7

Характеристики системы: РН «Зенит»+8 РБ с РДТТ

Характеристики	1-я ступень	2-я ступень	3-я ступень	Для всей РН
Стартовая масса, т	680	459	106,3	680
Масса полезной нагрузки, т	459	106,3	18,9	18,9
Масса РБ ступени, т	221	352,7	87,4	-
Масса топлива, т	201,6	324,8	79,7	-
Масса конструкции, т	19,4	27,9	7,7	-
Удельная тяга, Н*с/кг	2550	3295	3450	-
Тяга, КН	8444	7259	830	-
Начальная тяговооруженность	1,26	1,61	0,87	-
Длина ракеты-носителя ступени, м	8	33	10,4	51,4 *
Максимальный диаметр, м	7,5	3,9	3,9	-
Относительная масса топлива	0,2960	0,7070	0,7500	-
Относительная конечная масса	0,7040	0,2930	0,2500	-
Время работы, с	59,9	144,7	297,4	502
Скорость по Циолковскому, м/с	895	4045	4783	9723
Истинная скорость, м/с	392	3188	4018	7598
Потери в скорости, м/с (%)	503 (56%)	857 (21%)	765 (16%)	2125(28%)
Относительная масса ПН	0,6765	0,2311	0,1778	0,0278
Коэфф. ухудшения качества, %	~7%			
Скоростной напор при разделении ступеней, Н/м ²	5700	24	-	-
Высота разделения, км	5,1	65,8	-	-

Дальность от точки старта, км	6,9	213	-	-
Дальность места падения, км	25,9	1120	-	-

*- без длины головного обтекателя.

Различие в вариантах по рассмотренному критерию составляет около 2,5 процентов. Хотя для больших РН и эта величина немаловажна, но, рассматривая варианты, можно ориентироваться на другие показатели (ограничения), такие, как места падения ступеней, простоту конструкции соединения и отделения, требования к циклограмме полета, уровень перегрузок на траектории полета с работающим двигателем и другие.

Для схемы «Тандем» были выполнены расчеты траектории движения и определены места падения ускорителей и ракеты-носителя второй ступени второй ступени.

Исходные данные для этих расчетов представлены в табл. 8.

Результаты проведенных траекторных расчетов представлены в табл. 9.

Таблица 8

Варианты последовательности работы ускорителей и ракеты-носителя второй ступени

Вариант		1. Тандем	2. Параллель	3. Параллель с перекрытием	4. Параллельно-последовательно
Начальная тяговооруженность	1-я	1,266	2,35	1,72	1,721
	2-я	1,623	2,28	2,85	2,690
	3-я	0,796	0,796	3,04	1,623
	4-я	-	-	2,88	0,796
	5-я	-	-	0,796	-
Удельная тяга	1-я	255	284,8	297,6	297,6
	2-я	329,5	329,5	284,8	297,6
	3-я	345	345	297,6	329,5
	4-я	-	-	329,5	345
	5-я	-	-	345	-
Относительная конечная масса	1-я	0,704	0,5059	0,8270	0,654
	2-я	0,292	0,4137	0,7011	0,459
	3-я	0,250	0,250	0,6945	0,706
	4-я	-	-	0,5210	0,250
	5-я	-	-	0,250	-
Скорость по Циолковскому	1-я	895	1941	565	1264
	2-я	4056	2908	1011	2317
	3-я	4783	4783	1085	1147
	4-я	-	-	2148	4783
	5-я	-	-	4783	-
Суммарная скорость		9734	9632	9592	9511

Таблица 9

Исходные данные для расчета траектории системы,
соединенной по схеме тандем

Характеристики	Ступени		
	1	2	3
Начальная тяговооруженность	1,266	1,623	0,796
Удельная тяга, н с/кг	255	329,5	345
Относительная конечная масса	0,704	0,292	0,250
Скорость по Циолковскому по ступеням, м/с	895	4056	4783
Скорость по Циолковскому суммарная, м/с	9734		

Таблица 10

Результаты расчета траектории
системы, когда ускорители работают по схеме «тандем».

Время	Угол	Скорость, м/с	X, км	Y, км	$1 - \mu_T$	Напор, Н/м ²
0	0	0	0	0	0	0
15	77,6	45,5	0,018	0,300	0,926	126
30	48,3	124,3	0,594	1,3	0,852	849
45	30,8	250,2	2,7	3,0	0,778	2908
59,9	25,0	391,9	6,9	5,1	0,704	5696
Дальность падения ускорителей - 25,9 км						
0	25,0	391,9	6,9	5,1	0,704	5696
15	23,7	517,9	13,1	7,9	0,927	7260
27	22,6	627,0	19,4	10,6	0,868	7671
30	22,3	656,5	21,1	11,3	0,953	7559
45	21,0	827,7	31,4	15,4	0,780	6293
60	19,6	1046,5	44,4	20,2	0,707	4648
75	18,3	1321,0	61,0	25,9	0,634	2949
90	16,9	1654,6	82,1	32,6	0,560	1554
105	15,6	2054,0	108,5	40,3	0,487	667
120	14,2	2534,6	141,5	49,0	0,414	230
135	12,9	3122,4	182,4	58,9	0,340	63
144,7	12,0	3580,4	213,8	65,8	0,293	24
Дальность падения ступени - 1120 км						
0	12,0	3580,4	213,8	65,8	0,293	24
50	10,0	3921,7	397,2	101,6	0,874	0
100	8,0	4337,8	600,2	133,7	0,748	0
150	5,9	4853,4	827,1	161,6	0,622	0
200	3,9	5511,0	1083,6	183,9	0,496	0
250	1,9	6391,4	1378,3	199,1	0,370	0
297,4	0,0	7598,4	1706,3	204,7	0,250	0

Угол вершины траектории - $1,9^\circ$; высота апогея - 6913 км; высота перигея - 6794 км;
наклонение орбиты - 62,3 км; абсолютная скорость - 7693,5 м/с.

4. Выводы

1. Рассмотрена задача применения ракетных блоков с РДТТ в качестве ускорителей жидкостных ракет-носителей типа «Зенит».

2. Анализ эффективности применения ракетных блоков с РДТТ в качестве ускорителя РН «Зенит» показал, что масса выводимой полезной нагрузки может быть увеличена почти на 45%. При этом затраты на разработку ускорителей определяются главным образом затратами в серийном производстве.

3. Увеличение массы выводимой полезной нагрузки может быть обеспечено путем использования ракетных твердотопливных блоков, снимаемых с вооружения баллистических ракет (либо изготовленных по той же технологии) в качестве ускорителей первых ступеней существующих жидкостных ракет-носителей.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Гуцин Виталий Николаевич, профессор кафедры космических систем и ракетостроения Московского государственного авиационного института (технического университета), д.т.н.