

**Куренков В.И.**

## **МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ГРУЗОПОДЪЕМНОСТИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПРИ ЗАМЕНЕ РАКЕТНЫХ БЛОКОВ**

### **Введение**

В настоящее время на российских ракетах-носителях (РН) в основном используются ракетные блоки, работающие на жидких компонентах топлива. Наиболее сложной, трудоёмкой и дорогой частью таких ракетных блоков являются жидкостные ракетные двигатели (ЖРД). Использование в ракетах-носителях твердотопливных стартовых ускорителей потенциально могло бы обеспечить снижение затрат на их производство, так как они имеют относительно простую конструкцию. Недостаток же стабильности тяги твердотопливных ускорителей можно компенсировать за счёт использования в последней ступени РН жидкостного ракетного блока, с помощью которого можно компенсировать отклонения от программной траектории.

Снижение затрат на производство ЖРД особенно актуально для пакетных схем РН. Например, первая и вторая ступени РН «Ангара – 5» состоят из пяти унифицированных ракетных блоков с двигателями РД-191, в проекте РН «Русь-М» в качестве первой ступени предполагалось использовать связку из трех унифицированных ракетных блоков (УРБ) с двигателями РД-180.

Поскольку для создания новых образцов твердотопливных ускорителей и отработки технологии их производства с учетом соответствующей кооперации необходимо вложение больших финансовых средств, то наиболее целесообразным представляется в качестве стартовых ускорителей РН использовать ракетные блоки отслуживших межконтинентальных баллистических ракет, так как такие блоки имеют приемлемые энергетические характеристики и высокие показатели надежности. При этом затраты на адаптацию существующих ракетных блоков должны быть существенно меньше, чем на проектирование и отработку новых.

В общем случае для расчета грузоподъемности модернизируемых ракет-носителей можно использовать метод интегрирования дифференциальных уравнений движения РН. Однако на начальных этапах проектирования не все проектные характеристики, необходимые для интегрирования, известны (например, массы оптимизируемых ракетных блоков и силы тяги двигателей). Поэтому желательно разработать более простую

методику, в которой используется ограниченный набор исходных данных. Такая методика могла бы быть использована при отборе проектных вариантов для дальнейшей более подробной проработки, в том числе и для уточнения весовых характеристик на основе интегрирования дифференциальные уравнения движения.

### 1. Этапы реализации методики

Эта Методика основана на разработанной ранее методике оптимизации массы ракетных блоков и стартовой массы РН [1] и применима для любых схем соединения ракетных блоков, в том числе и для установки дополнительных стартовых ускорителей. Приведём этапы реализации методики.

1. Задаются масса полезной нагрузки ( $m_{ПН}$ ) и потребная характеристическая скорость ( $V_x^{номп}$ ) для вывода на заданную орбиту.

2. Задаются (или рассчитываются) характеристики неизменяемых ракетных блоков (РБ) в составе модернизируемой ракеты-носителя: конструктивная характеристика  $s_i$ , отношение массы топлива в ракетном блоке к массе полезной нагрузки  $x_i$ , отношение силы тяги двигателя центрального блока к суммарной силе тяги боковых блоков (ускорителей)  $\alpha$  (если выбрана схема с параллельным соединением ракетных блоков).

3. Составляется функция  $q(x_i) = V_x^{номп} - V_x^{расп}$ , которая представляет собой разность между потребной  $V_x^{номп}$  и располагаемой  $V_x^{расп}$  характеристическими скоростями РН в зависимости от отношения массы топлива оптимизируемого (оптимизируемых) РБ к массе полезной нагрузки  $x_i$ . Вид и сложность функции зависят от конфигурации РН [1].

4. Подбирается (оптимизируется) масса замещаемых или устанавливаемых дополнительно ракетных блоков (ускорителей) по критерию  $\min q(x_i)$  при условиях, что  $q(x_i) \leq 0$  и что значение  $q(x_i)$  близко к нулю.

5. Если  $q(x_i) > 0$ , то масса полезной нагрузки уменьшается и расчеты повторяются до выполнения условий в пункте 4.

6. Рассчитывается стартовая перегрузка РН, которую желательно иметь в пределах 1,3...1,5. Если начальная перегрузка выходит из этих пределов, то проект пересматривается.

## 2. Пример реализации методики

Пусть требуется рассчитать максимальную грузоподъемность РН типа «Русь-М» при замене двух боковых УРБ на два твердотопливных ракетных ускорителя (ТТУ) и при сохранении водородного ракетного блока (ВРБ). Заметим, что введение в конструкцию РН типа «Русь-М» твердотопливных ракетных блоков вместо двух боковых унифицированных фактически переводит ракету-носитель из класса двухступенчатых в класс трехступенчатых, что при прочих равных условиях повышает ее весовую отдачу.

Потребная характеристическая принималась равной 9500 м/с [1]. Высота опорной круговой орбиты принималась равной 200 км.

Предварительно были собраны и обработаны статистические данные по двум десяткам типов твердотопливных ускорителей. Значения сил тяги, конструктивных характеристик (отношение массы ракетного блока с топливом к массе его конструкции)  $s_i$  и удельных импульсов твердотопливных ускорителей также брались в соответствии со статистическими данными.

Протокол расчета в системе Mathcad максимальной грузоподъемности РН в конфигурации УРБ×1 +ТТУ×2+ВРБ+ПхО+ПН+ГО представлен на рис. 1. В обозначении конфигурации приведены следующие сокращения: ПхО – переходный отсек; ПН – полезная нагрузка; ГО – головной обтекатель.

$$\begin{aligned}
 \text{mpn} &:= 17.9 & V_x &:= 8029 + 1350 + 150 & V_x &= 9.529 \times 10^3 \\
 R1 &:= \frac{175.4 + 190}{2} & R1 &= 182.7 & R2 &:= \frac{305.5 + 338.7}{2} & R2 &= 322.1 & a &:= \frac{R2}{2 \cdot R1} & a &= 0.881 \\
 w1 &:= \frac{2600 + 2900}{2} & w1 &= 2.75 \times 10^3 & w2 &:= \frac{3043 + 3373}{2} & w2 &= 3.208 \times 10^3 & w3 &:= 4630 \\
 s1 &:= 9.1 & s2 &:= \frac{16.800 + 180.000 + 1.500}{16.800 + 1.500} & s2 &= 10.836 & s3 &:= \frac{46500 + 5800 + 450}{5800 + 450} & s3 &= 8.44 \\
 x2 &:= \frac{180}{\text{mpn}} & x2 &= 10.056 & x3 &:= \frac{46.500}{\text{mpn}} & x3 &= 2.598 \\
 q(x1) &:= V_x - \frac{w1 \cdot w2 \cdot (1 + a)}{w2 + a \cdot w1} \cdot \ln \left[ \frac{1 + \frac{s1}{s1-1} \cdot x1 + \frac{s2}{s2-1} \cdot x2 + \frac{s3}{s3-1} \cdot x3}{1 + \left( \frac{s1}{s1-1} \cdot x1 + \frac{s2}{s2-1} \cdot x2 + \frac{s3}{s3-1} \cdot x3 \right) - x1 - \frac{a \cdot w1 \cdot x1}{w2}} \right] - \\
 &- w2 \cdot \ln \left[ \frac{1 + \left( \frac{s2}{s2-1} \cdot x2 + \frac{s3}{s3-1} \cdot x3 \right) - \frac{a \cdot w1 \cdot x1}{w2}}{1 + \left( \frac{s2}{s2-1} \cdot x2 + \frac{s3}{s3-1} \cdot x3 \right) - x2} \right] - w3 \cdot \ln \left[ \frac{1 + \frac{s3}{s3-1} \cdot x3}{1 + \left( \frac{s3}{s3-1} \cdot x3 \right) - x3} \right]
 \end{aligned}$$

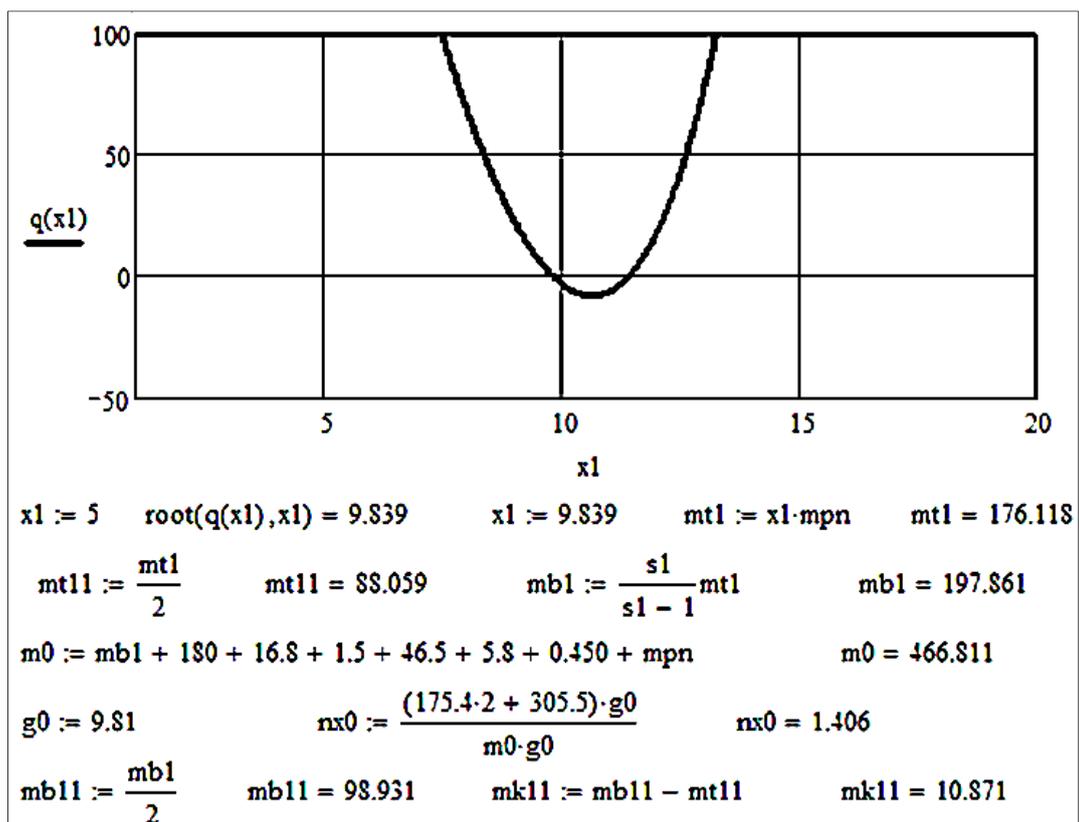


Рис. 1. Протокол расчета грузоподъемности РН

В этом протоколе введены следующие обозначения:

- $V_x$  – характеристическая скорость, м/с (8030 – круговая скорость на высоте 200 км; 1350 – минимальное значение гравитационных, аэродинамических и других потерь скорости; 150 – запас по характеристической скорости);
- $mpn$  – масса полезной нагрузки, т;
- $R1$  и  $R2$  - сила тяги двигателей РБ первой и второй ступеней;
- $w1$  и  $w2$  – удельные импульсы двигателей соответствующих РБ;
- $s1, s2$  и  $s3$  – конструктивные характеристики соответствующих РБ;
- $x_i$  – отношение массы топлива к массе полезной нагрузки;
- $a$  – отношение сил тяги двигателей;
- $mb1$  – масса ракетного блока первой ступени;
- $mb2$  – масса ракетного блока второй ступени;
- $mt1$  – масса топлива ракетного блока первой ступени;
- $mt2$  – масса топлива ракетного блока второй ступени;
- $q$  – превышение потребной характеристической скорости над располагаемой;
- $m0$  – стартовая масса РН;

$m_{t1}$  – масса топлива РБ первой ступени (общая);  
 $m_{t11}$  – масса топлива в одном блоке;  
 $m_{b1}$  – суммарная масса блоков первой ступени (ускорителей);  
 $m_{b11}$  – масса одного блока;  
 $m_{t1}, m_{t2}, m_{t3}$  – масса топлива соответствующих РБ;  
 $m_{b1}, m_{b2}, m_{b3}$  – масса соответствующих ракетных блоков;  
 $m_{k11}$  – масса конструкции одного твердотопливного блока;  
 $g_0$  – ускорение силы земного притяжения;  
 $n_{x0}$  – стартовая перегрузка;  
 $n_{x1max}$  – максимальная перегрузка на первой ступени.

Выражение  $\text{root}(q(x_1), x_1) = 9,839$  означает решение уравнения  $q(x_1)$  относительно параметра  $x_1$  (при начальных значениях этого параметра  $x_1 := 5$ ).

Результаты расчета показывают, что при замене двух боковых УРБ на два ТТУ максимальная грузоподъемность модернизированной РН «Русь-М» составляет около 17,9 тонн. Масса каждого из двух боковых блоков составляет примерно 99 т, масса топлива 88 т, масса конструкции 10,8 т.

### **3. Проектная оценка грузоподъемности различных вариантов РН<sup>1</sup>**

По предложенной методике были рассчитаны грузоподъемности различных вариантов модернизированной РН «Русь-М» с одним (центральным) УРБ и различным количеством боковых ТТУ с тягами 100 и 190 тс в вакууме. Результаты расчетов грузоподъемности РН и массы твердотопливных ускорителей сведены в табл. 1

Анализ результатов показывает, что в результате замены боковых универсальных ракетных блоков в РН типа «Русь-М» на твердотопливные ускорители в разном количестве и с различными характеристиками можем получить семейство ракет-носителей с грузоподъемностью от 14,6 до 23, 5 тонн.

---

<sup>1</sup> Данные исследования проводились совместно с В.А. Широковым

Таблица 1 – Результаты оценок грузоподъемности модернизируемой РН «Русь-М» с использованием твердотопливных ускорителей

Вариант	Конфигурация РН	Тяга ТТУ, тс	Удельный импульс, м/с	Масса ТТУ, т	Масса топлива ТТУ, т	Масса конструкции ТТУ, т	Характеристика, S	Стартовая масса РН, т	Стартовая перегрузка	Масса ПН, т
1	ТТУ×4+УРБ+ВРБ	175,4/190	2600/2900	94,58	84,19	10,4	9,1	651,4	1,55	22
2	ТТУ×4+УРБ+ВРБ	175,4/190	2600/2900	58,58	51,71	6,38	9,1	503,4	2,00	20
3	ТТУ×2+УРБ+ВРБ	175,4/190	2600/2900	49,47	44,03	5,44	9,1	466,8	1,41	17,9
4	ТТУ×4+УРБ+ВРБ	100	2600/2900	34,55	30,73	3,82	9,05	406,1	1,74	16,8
5	ТТУ×2+УРБ+ВРБ	100	2600/2900	34,55	30,73	3,82	9,05	334,8	1,51	14,6
6	ТТУ×6+УРБ+ВРБ	100	2600/2900	34,55	30,73	3,82	9,05	477,2	1,90	18,8
7	ТТУ×8+УРБ+ВРБ	100	2600/2900	34,55	30,73	3,82	9,05	548,1	2,02	20,6
8	ТТУ×4+УРБ+ВРБ	100	2800	104,0	94,46	9,45	11	690,2	1,46	23,5

### Выводы

1. Особенностью разработанной методики является то, что для ее использования необходимо минимальное по номенклатуре количество исходных данных по характеристикам РН и ракетных блоков. Применение методики эффективно на начальных этапах проектирования, когда ещё не определены все характеристики, необходимые для более точного весового анализа.

2. Для расширения диапазона выводимых нагрузок и повышения дискретности этого диапазона вместо боковых унифицированных ракетных блоков на ракетах-носителях типа «Русь-М» можно использовать твердотопливные ускорители в разном количестве и с различными характеристиками. С этой целью можно использовать модернизированные существующие твердотопливные ракетные блоки в различной комплектации по их количеству и номенклатуре.

### Библиографический список

1. Куренков, В.И. Основы проектирования ракет-носителей. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика: учебное пособие / В.И. Куренков; под ред. д-ра техн. наук, проф. А.Н. Кирилина – Самара: изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. – 448 с.