

5. Koryanov, V. V. Review of the technologies for development the inflatable brake device for deorbiting the space objects / V.V. Koryanov, O.M. Alifanov, A.A. Nedogarok, Yun Song Uk, S.O. Firsuk, V.M. Kulkov // AIP Conference Proceedings. – 2021. – Т. 2318, 2021.

УДК 629.78 (075)

Куренков В.И.

ОЦЕНКА ГРУЗОПОДЪЁМНОСТИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ТИПА «АНГАРА-5» ПРИ ЗАМЕНЕ БОКОВЫХ БЛОКОВ НА ТВЁРДОТОПЛИВНЫЕ

В последние десятилетия за рубежом наблюдается тенденция создания ракет-носителей (РН) различной грузоподъёмности, в которых в качестве ракетных блоков (РБ) нижних ступеней используются твёрдотопливные ускорители (ТТУ). Примерами могут служить (РБ) нижних РН «Дельта-2» и РН «SLS» (США), РН «Ариан-6», и РН «Вега» (ЕКА), РН «NIPPON H-2B» и РН «Epsilon» (Япония) и др. Эта тенденция связана с тем, что в целом стоимость создания РН с использованием ТТУ ниже стоимости РН с использованием только РБ с жидкостными реактивными двигателями (ЖРД). Приведём основные достоинства и недостатки ТТУ и ракетных блоков с ЖРД.

Достоинства ракетных блоков с ЖРД: освоенное производство; высокий удельный импульс (для пары «жидкий кислород-керосин» до 3600 м/с); возможность управления силой и вектором тяги; невысокий уровень вибраций при работе ЖРД.

Недостатки ракетных блоков с ЖРД: сложность конструкции; проблемы возможных утечек топлива (для крупногабаритных ракетных блоков) длительный цикл производства (достигает два года); высокая доля стоимости в составе РН (до 25 % от стоимости ракеты);

Достоинства твёрдотопливных ракетных блоков: относительная простота конструкции; отсутствие проблемы возможных утечек топлива; низкая пожароопасность при эксплуатации; более короткий цикл производства; стоимость твёрдотопливных ракетных блоков в серийном производстве ниже стоимости ракетных блоков с ЖРД; возможность длительного хранения; повышенная надёжность.

Недостатки твёрдотопливных ускорителей: невысокий удельный импульс (до 3000 м/с); отсутствует освоенное производство для ракет-носителей боль-

ших диаметров; относительные сложности с управлением силой тяги из-за нестабильности горения топлива и с управлением вектором тяги; сложности отсечки тяги в нужный момент времени; невозможность повторного запуска; большой уровень вибраций; большее количество агрессивных веществ в выхлопе.

Отметим, что недостатки твёрдотопливных ускорителей, связанные с низким удельным импульсом и слабоуправляемой тягой можно нивелировать за счёт использования на последней ступени разгонного блока с жидкими компонентами топлива и ЖРД. Такое проектное решение в сочетании с адаптивной системой управления позволяет компенсировать все неточности выведения, связанные с использованием на нижних ступенях твёрдотопливных ускорителей.

Однако в России ракеты-носители с твёрдотопливными ускорителями в настоящее время не создаются.

Целью статьи является анализ возможности модернизации существующей в России ракеты-носителя типа «Ангара-5» в части замены боковых универсальных ракетных блоков (УРБ) на твёрдотопливные и оценка грузоподъёмности такой РН.

Методика приближённой оценки грузоподъёмности РН при замене жидкостных боковых блоков на твёрдотопливные.

1. Собираются статистические данные по характеристикам существующих в мире твёрдотопливных ускорителей с целью возможного использования в модернизируемой ракете или с целью заимствования некоторых частных характеристик, достижимых на современном этапе развития ракетно-космической техники.

2. Задаются масса полезной нагрузки ($m_{пн}$) и потребная характеристическая скорость ($V_X^{номп}$) для вывода на заданную орбиту.

3. Задаются (или рассчитываются) характеристики неизменяемых ракетных блоков в составе модернизируемой РН.

4. Составляется функция $q(x_1) = V_X^{номп} - V_X^{расп}$, которая представляет собой разность между потребной и располагаемой характеристическими скоростями ракеты-носителя в зависимости от отношения массы топлива оптимизируемого ракетного блока к массе полезной нагрузки. Вид и сложность функции зависят от конфигурации ракеты-носителя [1].

5. Подбирается (оптимизируется) масса замещаемых или устанавливаемых дополнительно ракетных блоков (ускорителей) при условии, что $q(x_1) \leq 0$ и значение $\min q(x_1)$ близко к нулю.

6. Если $q(x_1) > 0$, то масса полезной нагрузки уменьшается и расчёты повторяются до выполнения условия в пункте 5.

7. Рассчитывается стартовая перегрузка РН, которую желательно иметь в пределах 1,3...1,8. Если начальная перегрузка выходит из этих пределов, то проект пересматривается.

Выбор характеристик твёрдотопливных ускорителей

Был произведён поиск и анализ статистических данных по твёрдотопливным ускорителям, которые используются в мировой ракетной технике в качестве основных или дополнительных ускорителей [1]. Длина УРБ для РН Ангара составляет 25,1 м, диаметр – 2,9 м. Анализ показал, что твёрдотопливных ускорителей именно с такими габаритами нет. Наиболее близкими характеристиками по габаритам обладают ускорители от РН «Ариан-5» (длина 31,6 м, диаметр 3,04 м, удельный импульс – 2700 м/с, сила тяги 540 тс, стартовая масса – 277 т, конструктивная характеристика – 6,93) и ускорители от РН «Титан-IVЕ» (длина 34,3 м, диаметр 3,2 м, удельный импульс 2842 м/с, сила тяги 636 тс, стартовая масса 352,2 т, конструктивная характеристика 9,64).

Однако применение такого типа ускорителей (даже если бы подошли габариты) в количестве четырёх невозможно, так как начальная перегрузка выходит за приемлемые рамки. Поэтому было решено вместо четырёх применить два ускорителя, а в расчётах использовать гипотетические твёрдотопливные ускорители с характеристиками, которые могут быть достигнуты на сегодняшний день. Другими словами, можно разработать техническое задание для разработки нового ТТУ, который бы учитывал наилучшие проектные решения, а именно: удельный импульс - 2924 м/с (как у ТТУ РН «Вега»), сила тяги 600 тс, конструктивная характеристика - 9,64). Длина и диаметр такого ТТУ должен быть 25,1 м и 2,9 м соответственно (как у РН «Ангара-5»), Согласование этих характеристик, а также определение стартовой массы, массы топлива и массы конструкции производится в процессе расчётов.

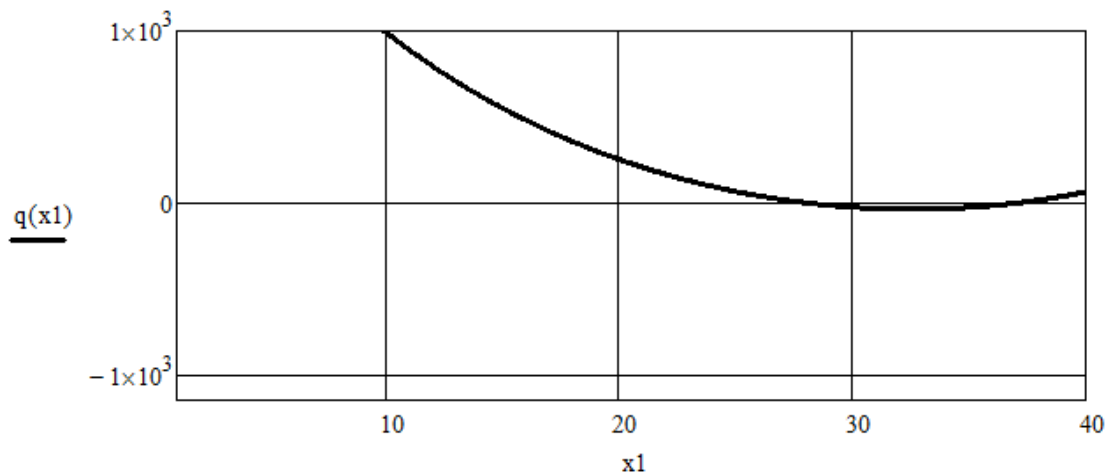
Конструктивные характеристики ракетных блоков второй и третьей ступеней s_2 и s_3 были рассчитаны по массовой сводке РН «Ангара-5». Удельные импульсы и силы тяги ракетных блоков второй и третьей ступеней в данной постановке задачи считаются известными.

На рис. 1 приведён протокол расчёта в системе Mathcad (экранная копия), в котором имеются исходные данные, расчётные формулы и графики, иллюстрирующие результаты оптимизации. Расчёт производился по методике.

$$\begin{aligned}
\text{mpn} &:= 18 & V_x &:= 8029 + 1350 & V_x &= 9.379 \times 10^3 & g_0 &:= 9.81 \\
R_1 &:= 1200 & R_2 &:= \frac{196 + 3 \cdot 212}{4} & R_2 &= 208 & a &:= \frac{R_2}{R_1} & a &= 0.173 \\
w_1 &:= 2924 & w_2 &:= \frac{3115 + 3 \cdot 3374}{4} & w_2 &= 3.309 \times 10^3 & w_3 &:= 3590 \\
s_1 &:= 9.64 & s_2 &:= \frac{149.0 + 1.5}{10.480 + 1.5} & s_2 &= 12.563 & s_3 &:= \frac{25.07 + 4.192}{4.192} & s_3 &= 6.98 \\
x_2 &:= \frac{150.5}{\text{mpn}} & x_2 &= 8.361 & x_3 &:= \frac{18.2}{\text{mpn}} & x_3 &= 1.011
\end{aligned}$$

$$q(x_1) := \left[V_x - \frac{w_1 \cdot w_2 \cdot (1 + a)}{w_2 + a \cdot w_1} \cdot \ln \left[\frac{1 + \frac{s_1}{s_1 - 1} \cdot x_1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3}{1 + \left(\frac{s_1}{s_1 - 1} \cdot x_1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 \right) - x_1 - \frac{a \cdot w_1 \cdot x_1}{w_2}} \right] \dots \right]$$

$$+ \left[-w_2 \cdot \ln \left[\frac{1 + \left(\frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 \right) - \frac{a \cdot w_1 \cdot x_1}{w_2}}{1 + \left(\frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 \right) - x_2} \right] \right] + \left[-w_3 \cdot \ln \left[\frac{1 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3}{1 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 - x_3} \right] \right]$$



$$\begin{aligned}
x_1 &:= 5 & \text{root}(q(x_1), x_1) &= 27.959 & x_{1b} &:= \text{root}(q(x_1), x_1) & x_{1b} &= 27.959 \\
m_{t1} &:= x_{1b} \cdot \text{mpn} & m_{t1} &= 503.261 & m_{b1} &:= \frac{s_1}{s_1 - 1} m_{t1} & m_{b1} &= 561.508 \\
m_0 &:= m_{b1} + 149 + (25.070 + 4.192) + 1.5 + \text{mpn} & m_0 &= 759.27 \\
n_{x0} &:= \frac{(R_1 + 192) \cdot g_0}{m_0 \cdot g_0} & n_{x0} &= 1.833 & m_{b11} &:= \frac{m_{b1}}{2} & m_{b11} &= 280.754 \\
m_{k11} &:= m_{b11} - \frac{m_{t1}}{2} & m_{k11} &= 29.124
\end{aligned}$$

Рис. 1. Протокол расчёта в системе Mathcad

Принятые обозначения (в соответствии с требованиями Mathcad):

m_{pn} – масса полезной нагрузки, т;

V_x – характеристическая скорость, м/с (8029 – круговая скорость на высоте 200 км; 1350 - минимальное значение гравитационных и других потерь скорости);

g_0 – ускорение силы земного притяжения;

R_1 – сила тяги двигателей твёрдотопливных ускорителей (средняя на поверхности Земли и в пустоте);

R_2 – средняя сила тяги двигателя ракетного блока второй ступени;

w_1 и w_2 – удельные импульсы двигателей соответствующих блоков;

x_1 , x_2 и x_3 – отношения массы топлива к массе полезной нагрузки;

$q(x_1)$ – функция превышения потребной характеристической скорости над располагаемой в зависимости от параметра x_1 (все остальные параметры известны);

m_0 – стартовая масса РН;

a – отношение сил тяги двигателей центрального блока к суммарной тяге твёрдотопливных ускорителей;

m_{b1} – суммарная масса блоков первой ступени (ускорителей);

m_{b11} – масса одного бокового блока;

m_{t1} – суммарная масса топлива ракетных блоков первой ступени;

m_{t11} – масса топлива в одном боковом блоке;

m_{k11} – масса конструкции одного твёрдотопливного блока;

p_{x0} – стартовая перегрузка;

Выражение $\text{root}(q(x_1), x_1) = 27,959$ означает решение уравнения $q(x_1) = 0$ относительно параметра x_1 при заданных начальных значениях этого параметра (см. $x_2 := 5$). Отметим, что имеется две точки пересечения кривой графика с нулевым уровнем, однако актуальной считается меньшее значение параметра x_1 .

Результаты расчёта показывают, что при замене четырёх боковых универсальных ракетных блоков на два твёрдотопливных стартовых ускорителя максимальная грузоподъёмность модернизированной ракеты-носителя типа «Ангара-5» составляет около 18 тонн. Масса каждого из двух боковых блоков составляет примерно 280,7 т, масса топлива – 251,6 т, масса конструкции – 29,1 т, сила тяги твёрдотопливного ускорителя – 600 тс. Начальная перегрузка – 1,83.

Выводы

1. Показана возможность модернизации ракеты-носителя типа «Ангара-5» путём замены боковых жидкостных универсальных блоков на твёрдотопливные с целью уменьшения стоимости создания и эксплуатации ракеты.

2. Приведены расчёты, по результатам которых определены оптимальные массовые и тяговые характеристики боковых твёрдотопливных ускорителей, которые позволяют обеспечить ракете грузоподъёмность на низкую опорную орбиту примерно 18 т при стартовой массе ракеты 760 т (для сравнения: у ракеты-носителя «Ангара-5» стартовая масса составляет 773 т), и стартовой перегрузке 1,83.

3. Снижение грузоподъёмности ракеты при выводе полезной нагрузки на низкую опорную орбиту с 24,5 т до 18 т не является критичным, так как базовая ракета остаётся, а большинство полезных нагрузок не достигает максимальной величины. Положительным же результатом может быть снижение стоимости производства и эксплуатации ракеты-носителя типа «Ангара-5».

Библиографический список

1. Куренков, В.И. Основы проектирования ракет-носителей. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика: учеб. пособие / В. И. Куренков; под ред. А. Н. Кирилина. – Самара: СГАУ, 2011. – 458 с.

УДК 629.78 (075)

Пупков Е.А.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ПЕРИОДИЧНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Одной из целевых характеристик космической системы дистанционного зондирования Земли является показатель периодичности наблюдения заданных объектов. Периодичность в данном случае определяется как время между двумя соседними по времени полёта космического аппарата (КА) попаданиями объекта наблюдения в зону обзора летящего КА. Этот показатель является случайной величиной, поскольку на него влияет множество факторов (параметры орбиты КА, координаты КА на орбите в момент получения задания на съёмку, прецессия орбиты, суточное вращение Земли, широта расположения объектов наблюдения). В общем случае координаты объекта наблюдения также могут быть случайными в смысле того, что заранее объекты съёмки до получения задания не определены. Кроме того, время получения задания также может быть случайным.

Для оценки показателей периодичности космического аппарата наблюдения ранее было разработано программное обеспечение ЕФКАН, основанное на имитационном моделировании орбитального движения и программных разворотов КА [1]. Однако в этой программе реализован алгоритм определения периодичности наблюдения единичного объекта с заданными координатами широты и долготы на поверхности Земли. *Кроме того, как упоминалось, показатели периодичности наблюдения существенно зависят от широты расположения объекта*