УДК 629.78 (075)

В.И. Куренков

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СЕМЕЙСТВА РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ НА ОСНОВЕ «СОЮЗ-5»

Введение. В России транспортировка на космодромы составных частей ракет-носителей (РН) тяжёлого и сверхтяжёлого классов в моноблочном исполнении ракетных блоков (РБ) представляет проблему в связи с ограничениями по габаритам транспортировки по железной дороге. Поэтому в ракетно-космической отрасли России рассматривают варианты создания РН тяжёлого и сверхтяжёлого классов на основе связки ракетных блоков, составленных из нескольких универсальных ракетных блоков (УРБ), каждый из которых может быть доставлен на космодром без проблем.

Методика приближённой оценки грузоподъёмности ракет-носителей (РН) при использовании готовых ракетных блоков, а также оптимизации вновь устанавливаемых ракетных блоков приведена в [1, 2]. В работе [3] проведена оценка грузоподъёмности ракеты-носителя типа «Ангара-5» при замене боковых блоков на твёрдотопливные. В работе [4] приведены результаты оценки грузоподъёмности и стартовой массы ракеты-носителя типа «Союз-5» с боковыми твёрдотопливными ускорителями.

Целью настоящей работы является анализ возможности создания семейства ракет-носителей за счёт использования нескольких ракетных блоков первой ступени РН «Союз-5» а также оптимизации ракетных блоков вторых ступеней предлагаемого семейства ракет-носителей.

Возможные схемы РН с использованием в качестве основного ракетного блока первой ступени РН типа «Союз-5» приведены на рис. 1.

Схема на рис. 1*а* соответствует схеме РН «Союз-5». Однако у РН «Союз-5» ракетный блок второй ступени не оптимизирован по массе из-за наличия ограничений по сопряжениям с конструктивными элементами стартового комплекса). Оптимизации (по массе) подлежит ракетный блок второй ступени. Возможен вариант замены компонентов топлива в ракетном блоке второй ступени с пары «керосин-кислород» на пару «водород-кислород».

Схема на рис. 1*б* соответствует РН, у которой ракетный блок (РБ) первой ступени представляет собой неразъёмную сборку, состоящую из

трёх ракетных блоков первой ступени РН типа «Союз-5». Оптимизации подлежит ракетный блок второй ступени. Возможен вариант, когда боковые блоки будут представлять собой первую ступень, а центральный блок – вторую ступень (как у проекта РН «Ангара-3»). В этом случае необходимо в циклограмме работы двигателя центрального блока предусмотреть дросселирование тяги, чтобы в центральном блоке осталось топливо для продолжения его работы после отделения боковых блоков. Возможна также замена двигателя типа РД-171МВ в центральном блоке на двигатель РД-180, у которого сила тяги и секундный расход топлива примерно в два раза меньшие, чем у двигателя РД-171МВ. Оптимизации подлежит ракетный блок второй ступени, причём с учётом используемых двигателей на боковых блоках, а также с учётом возможной замены компонентов топлива.

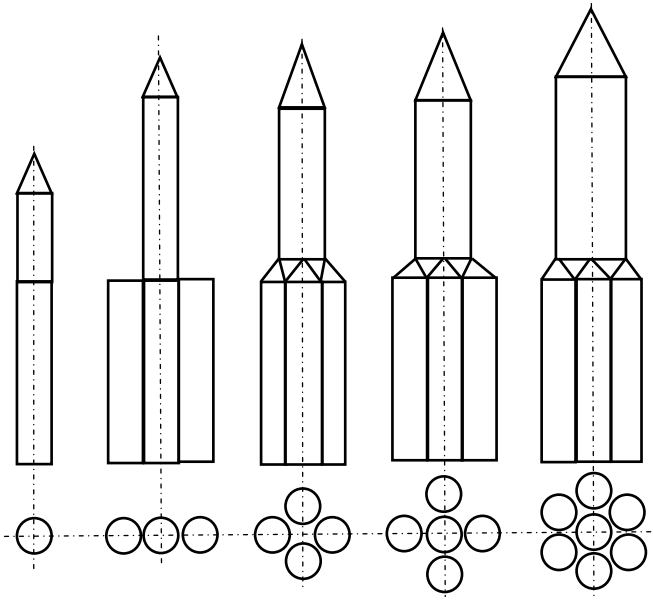


Рис. 1. Семейство РН на основе ракетного блока
первой ступени ракеты «Союз-5»

Схема на рис. 1*в* соответствует РН, у которой ракетный блок первой ступени представляет собой неразъёмную сборку, состоящую из четырёх

ракетных блоков первой ступени РН типа «Союз-5». Оптимизации подлежит ракетный блок второй ступени с учётом используемых компонентов топлива.

Схема на рис. 1*г* соответствует РН, у которой ракетный блок первой ступени представляет собой неразъёмную сборку, состоящую из пяти ракетных блоков первой ступени РН типа «Союз». Оптимизации подлежит ракетный блок второй ступени с учётом используемых компонентов топлива.

Возможен вариант, когда боковые блоки будут представлять собой первую ступень, а центральный блок – вторую ступень (как у РН типа Ангара-5» или как у РН типа «Союз-2»). В этом случае также необходимо либо дросселировать двигатель центрального блока, либо в центральном блоке заменить двигатели РД-171МВ на менее мощный (РД-180). В этом случае оптимизации подлежит ракетный блок второй ступени, причём с учётом используемых двигателей на боковых блоках, а также с учётом возможной замены компонентов топлива.

Возможен ещё вариант, когда одна пара боковых блоков будет представлять собой первую ступень, вторая пара боковых блоков – вторую ступень, а центральный блок – третью ступень (прототипа нет). В этом случае в циклограммах работы двигателей центрального блока и пары боковых блоков второй ступени необходимо предусмотреть дросселирование тяги, чтобы в центральном блоке и боковых блоках второй ступени осталось топливо для продолжения их работы после отделения боковых блоков первой ступени. Причём дросселирование двигателей центрального блока (третьей ступени) должно быть более глубоким, чем дросселирование двигателей ракетных блоков второй ступени.

Возможет также вариант замены двигателя РД171 МВ на централном блоке на двигатель РД-180. Замена двигателей на боковых блоках, относящихся ко второй ступени, нецелесообразна, так как сила тяги двигателя РД-180 немного меньше, чем сила веса ракетного блока первой ступени РН типа «Союз-5».

Оптимизации также подлежит (верхний) ракетный блок четвёртой ступени с учётом используемых двигателей на ракетных блоках нижних ступеней и с учётом используемого топлива в ракетном блоке четвёртой ступени.

Схема на рис. 1*д* соответствует РН, у которой ракетный блок первой ступени представляет собой неразъёмную сборку, состоящую из семи

ракетных блоков первой ступени РН типа «Союз». Оптимизации подлежит ракетный блок второй ступени с учётом используемых компонентов топлива. Возможны варианты использования боковых блоков (попарно) в качестве отдельных ракетных блоков первой, второй и т.д. ступеней, как это обсуждалось при рассмотрении схемы на рис. 1*г*. Оптимизации также подлежит масса верхнего ракетного блока или верхние ракетные блоки, если они будут предусмотрены в конструкции.

В данном исследовании ограничимся рассмотрением двухступенчатых РН, в которых ракетный блок первой ступени составлен из нескольких ракетных блоков, заимствованных с РН типа «Союз-5», а на ракетном блоке второй ступени, который подлежит оптимизации по массе, используется компоненты топлива «керосин-кислород». Значение конструктивной характеристики ракетного блока первой ступени, составленной из нескольких УРБ бралась заниженной на одну единицу (чтобы учесть дополнительные массы элементов, скрепляющих ракетные блоки).

На рис. 2 в качестве примера приведён протокол оптимизации ракетного блока второй ступени РН в соответствии со схемой 1*б* и оценка грузоподъёмности РН. На рисунке введены следующие обозначения: mpn – масса полезной нагрузки; Vx – характеристическая скорость; w1o и w1p – удельные импульсы двигателей первой ступени соответственно на уровне моря и в пустоте; w1 и w2 – средний удельный импульс двигателей первой ступени и удельный импульс второй ступени соответственно; n – количество ракетных блоков; mt2 – масса топлива в РБ второй ступени; mk2 – масса конструкции РБ второй ступени; mb1 и mb2 – массы УРБ и РБ второй ступени соответственно; s1 и s2 – конструктивные характеристики РБ первой и второй ступеней (отношение массы заправленного ракетного блока к массе его конструкции); x1 и x2 – отношение массы топлива к массе полезной нагрузки РБ первой и второй ступеней соответственно; q(x2) – функция разности характеристической и потребной скоростей РН; R1o – стартовая сила тяги двигателя УРБ (в тоннах); n0-стартовая перегрузка; g0 – ускорение свободного падения.

Результаты расчётов характеристик массы и стартовой перегрузки ракет-носителей по всем схемам приведены в табл. 1.

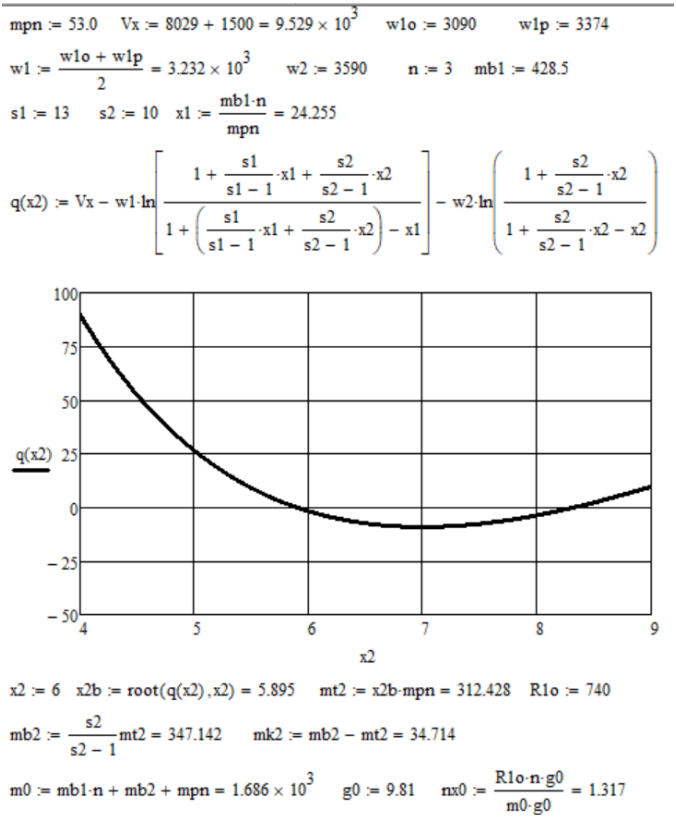


Рис. 2. Протокол оптимизации ракетного блока второй ступени РН в соответствии со схемой 1*б* (рис. 1).

Табл. 1. Результаты расчётов

Кол УРБ	Масса ПН, т	Стартовая масса РН, т	Масса РБ 2, т	Масса топлива РБ 2, т	Масса конструкции РБ 2, т	Стартовая перегрузка
1	17,4	534	66,5	60	6,5	
3	53,0	1686	347	312	34,7	1,317
4	73	2268	481	433	48,1	1,31
5	91	2776	569	491	54,5	3,40
7	127	3886	759	683	75,9	3,94

Заключение. В настоящей статье предложено семейство двухступенчатых ракет-носителей на основе использования ракетного блока первой ступени РН типа «Союз-5». Приведены результаты расчётов по оценке стартовой массы, грузоподъёмности и стартовой перегрузки РН исследуемых конфигураций.

Возможны варианты снижения стартовой массы РН при той же массе полезной нагрузки за счёт введения третьей ступени, или за счёт использования в ракетном блоке второй ступени топливной пары «жидкий кислород- жидкий водород».

Список использованных источников

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

2. Куренков, В.И. Методика оценки грузоподъёмности ракет-носителей при замене ракетных блоков / Сб. трудов XX Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов (Самара, 14-16 июня 2018 г.). – Самара, Издательство Самарского университета, 2018. – С. 113–118.

3. Куренков, В.И. Оценка грузоподъёмности ракеты-носителя типа «Ангара-5» при замене боковых блоков на твёрдотопливные / Сб. трудов XXV Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов (Самара, 15-17 июня 2022 г.). – Самара, Издательство Самарского университета, 2022. – С. 86-91.

4. Куренков, В.И. Оценка грузоподъёмности и стартовой массы ракеты-носителя типа «Союз-5» с боковыми твёрдотопливными ускорителями / Сб. трудов XXVII Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов (Самара, 11-14 июня 2024 г.). – Самара, Издательство Самарского университета, 2024. С. 144 – 151.