

Сравнительный анализ динамических режимов работы компоновочных вариантов системы вертикализации для перспективной ракеты космического назначения сверхтяжелого класса

© В.Г. Зотов¹, А.О. Никитин¹, А.В. Языков²

¹ Филиал АО «ЦЭНКИ» — Научно-исследовательский институт стартовых комплексов имени В.П. Бармина, Москва, 119526, Россия

² МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

В последние годы в России прорабатывался вариант создания ракеты космического назначения «Енисей» сверхтяжелого класса, предназначенной для реализации перспективных программ освоения Луны и дальнего космоса. Сейчас этот проект приостановлен, однако задача создания сверхтяжелой ракеты-носителя остается актуальной. В статье представлен сравнительный анализ динамических процессов, протекающих на определенных этапах функционирования установочного агрегата при вертикализации ракеты космического назначения «Енисей» сверхтяжелого класса. Рассмотрено несколько конструктивных исполнений определенных узлов и элементов системы вертикализации ракеты в целях выбора их оптимальной конструкции. Приведенная конфигурация ракеты использовалась для оценки функционирования установочного агрегата, конструкция которого в дальнейшем может быть доработана под новое изделие. Актуальность исследования заключается в анализе специфичных режимов работы установочных агрегатов принципиально нового типа, которые ранее не применялись в СССР и России. На основании проведенных расчетов была выбрана наиболее подходящая конфигурация интересующих узлов и элементов системы вертикализации. Были предложены конструктивные решения, позволяющие снизить динамические нагрузки на ракету в процессе ее подъема и установки на пусковой стол.

Ключевые слова: стартовый комплекс, ракета-носитель, ракета космического назначения, установщик

Введение. В настоящее время во многих странах мира актуальна задача создания космического ракетного комплекса, имеющего в своем составе ракету космического назначения (РКН) сверхтяжелого класса, позволяющую выводить на низкую опорную орбиту полезный груз массой 100 т и более [1]. С 2017 по 2021 г. в России разрабатывали космический ракетный комплекс для ракеты космического назначения (РКН) сверхтяжелого класса (СТК) «Енисей», способной выводить на низкую околоземную орбиту полезную нагрузку (ПН) массой более 100 т [2]. В январе 2021 г. Совет Российской академии наук по космосу рекомендовал отложить техническое проектирование сверхтяжелой ракеты из-за необходимости скорректировать ее облик, потому что производимые в то время кислородно-керосиновые жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) не могли вывести ПН требуемой массы на окололунную

орбиту. В связи с этим в феврале 2021 г. было принято решение о приостановке и пересмотре проекта с целью использования метана в качестве топлива вместо кислорода и керосина [3].

Общий вид РКН «Енисей» на последнем этапе технического проектирования приведен на рис. 1. Пакет из шести кислородно-керосиновых боковых блоков (ББ) с ЖРД РД-171МВ составляет первую (четыре ББ) и вторую (два ББ) ступени РН. Центральный кислородно-керосиновый блок (ЦБ) с ЖРД РД-180МВ — третья ступень. Также в состав РКН входит разгонно-тормозной блок (РТБ). В качестве космической головной части (КГЧ) предполагается использовать пилотируемый транспортный корабль (ПТК) или автоматический космический аппарат.

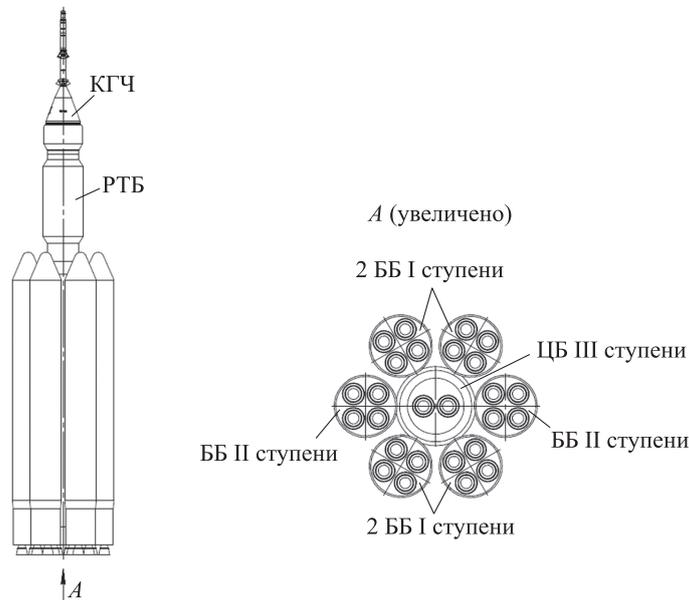


Рис. 1. Общий вид ракеты космического назначения «Енисей»

В опубликованных научных работах рассмотрены разные варианты подъемно-установочных агрегатов (ПУА) для выбранного ракетно-космического комплекса [4–6]. Для проектирования был выбран ПУА оригинальной конструкции с двумя осями кантования, что позволило отказаться от механизма опускания РКН на стол.

Описание рассматриваемых компоновочных схем. При исследовании рассмотрено несколько вариантов компоновки системы вертикализации РКН «Енисей», различающихся лишь вариациями стыковочных узлов и опорных элементов. Первый вариант конструктивного исполнения системы вертикализации (рис. 2) обсуждался на стадии создания эскизного проекта на стартовый комплекс (СК) космического ракетного комплекса (КРК) сверхтяжелого класса на космодроме

«Восточный». Компоновка РКН «Енисей» несколько отличается от варианта технического проекта, но для проведения сравнительного анализа динамических режимов работы это несущественно.

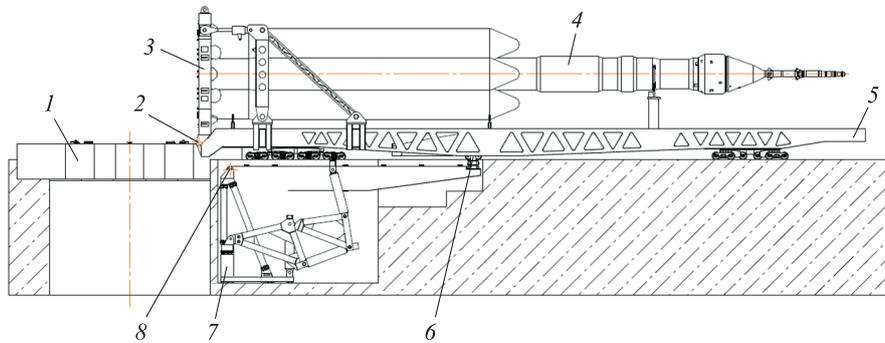


Рис. 2. Общий вид компоновочного варианта № 1 (КВ № 1) системы вертикализации ракеты космического назначения «Енисей»:

1 — пусковой стол; 2 — ось «ТУТ — ССБ — ПС»; 3 — стартово-стыковочный блок; 4 — ракета космического назначения; 5 — транспортно-установочная тележка; 6 — роликовый ползун ПУА; 7 — подъемно-установочный агрегат; 8 — ось подъемно-установочного агрегата

В кинематической схеме кривошипно-кулисного механизма системы вертикализации были предусмотрены две оси кантования: ось подъемно-установочного агрегата (ПУА) и ось шарнирного соединения транспортно-установочной тележки (ТУТ) и стартово-стыковочного блока (ССБ) с пусковым столом (ПС) (ось «ТУТ — ССБ — ПС»). Поворот системы агрегатов с двумя осями кантования обеспечивается введением роликового ползуна в узел сопряжения ТУТ с ПУА (рис. 3). Для обеспечения гарантированной стыковки роликового ползуна ПУА с направляющими элементами ТУТ предусмотрен технологический зазор Δ .

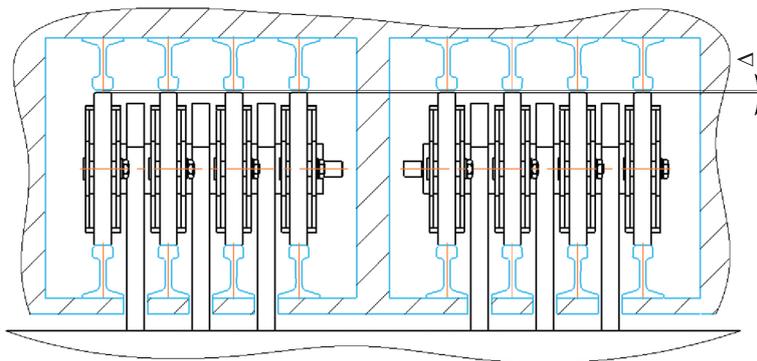


Рис. 3. Общий вид роликового ползуна — узла сопряжения ТУТ с подъемно-установочным агрегатом

При разработке технического проекта на СК КРК сверхтяжелого класса на космодроме Восточный рассматривался компоновочный вариант (КВ) № 2, изображенный на рис. 4. В кинематической схеме системы вертикализации шарнирный четырехзвенный механизм обеспечивает посредством пары серег совместный поворот системы с двумя осями кантования в конструкции стрелы ПУА.

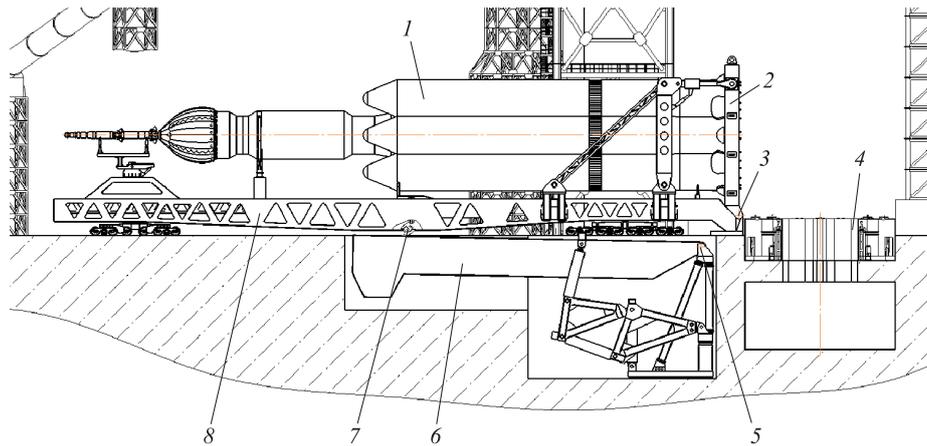


Рис. 4. Общий вид компоновочного варианта № 2 системы вертикализации РКН «Енисей»:

1 — ракета космического назначения; 2 — стартово-стыковочный блок; 3 — ось «ТУТ — ССБ — ПС»; 4 — пусковой стол; 5 — ось ПУА; 6 — подъемно-установочный агрегат; 7 — серьга подъемно-установочного агрегата; 8 — транспортно-установочная тележка

Стыковка ТУТ с серьгами ПУА происходит с гарантированным зазором Δ с помощью пары автоматических сцепных устройств, расположенных на ТУТ и серьгах ПУА (рис. 5).

Серьга ПУА представляет собой металлическую трубу, на конце которой расположено автоматическое сцепное устройство ПУА (рис. 6). Автосцепка ПУА, спроектированная на основе отечественной железнодорожной автосцепки модели СА-3 ГОСТ 32885–2014, оснащена приводом автоматической расстыковки ТУТ с ПУА по окончании работ с РКН.

В связи с особенностями кинематических схем рассматриваемых компоновочных вариантов и массогабаритных характеристик РКН в стыковочных узлах и опорных элементах системы вертикализации возникают режимы с высоким динамическим нагружением. Первый специфичный режим «Переброс веса» реализуется при подъеме стрелы в момент перехода, вызванного перемещением центра масс системы ТУТ — РКН — ССБ за ось поворота ТУТ, в результате чего возникают одномоментное изменение знака опрокидывающего момента и, как следствие, удар в узле сопряжения ТУТ с ПУА из-за свободной выборки зазора Δ .

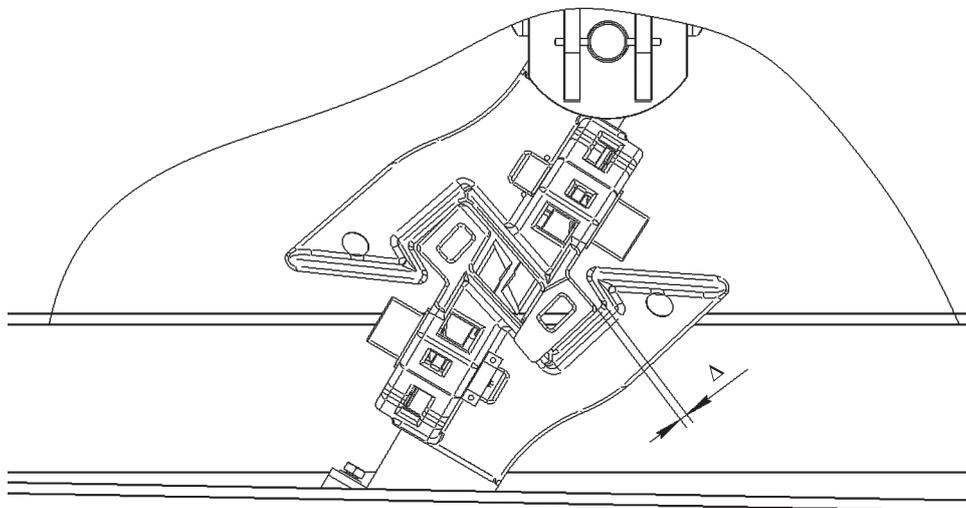


Рис. 5. Общий вид узла сопряжения ТУТ с подъемно-установочным агрегатом



Рис. 6. Общий вид серги подъемно-установочного агрегата

Второй специфичный режим — «Передачи веса». Для КВ № 2 рассматривались три варианта установки РКН с ССБ на ПС:

1) передача веса РКН с ССБ на выдвигающиеся опоры ПС, что аналогично способу передачи веса на комплексах РН легкого класса, а также в пусковой установке РН сверхтяжелого класса «Н1» [7, 8];

2) кантование и передача веса РКН с ССБ на неподвижные опоры ПС; такое опускание на неподвижные опоры применялось на пусковой установке для РКН «Энергия» [9], а кантование на неподвижные опоры в отечественных комплексах не применялось;

3) кантование РКН с ССБ на специальные технологические опоры (СТО) ССБ с дальнейшей передачей веса РКН с ССБ на выдвигающиеся опоры ПС — оригинальный комбинированный вариант установки.

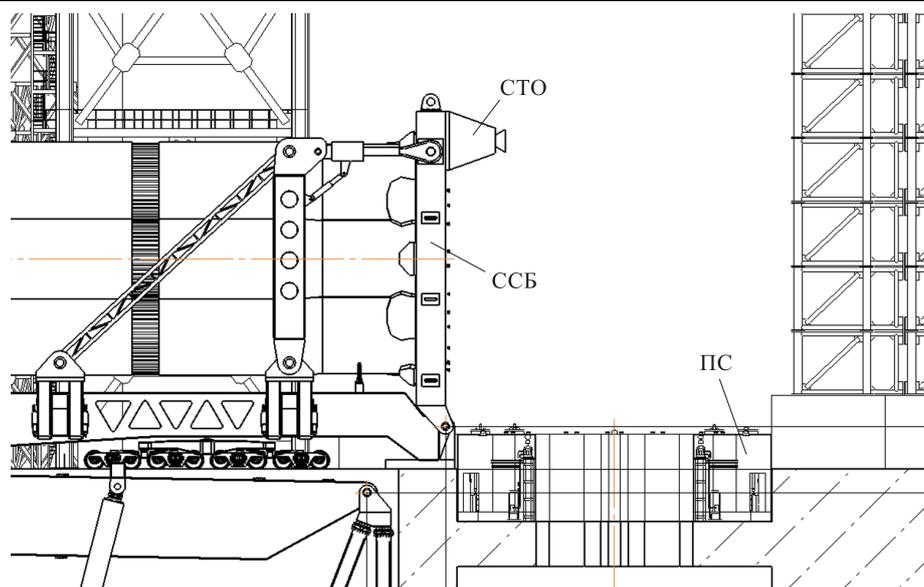


Рис. 7. Вариант оснащения ССБ специальными технологическими опорами

Для третьего варианта кантования потребовалось доработать конструкцию ССБ, чтобы оснастить его СТО (рис. 7).

Методы проведения исследования. Расчет динамики установки РКН на ПС производился в программном комплексе SADAS, разработанном на кафедре «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Расчетные модели рассматриваемых компоновочных схем построены по методу суперэлементов, состоящих, в свою очередь, из соединенных жесткими связями стержневых конечных элементов. Положения суперэлементов в модели аналогичны положениям агрегатов, участвующих в процессе вертикализации РКН, которые, как и для ССБ, выполнены из невесомых конечных элементов с размещенными на них дополнительными массами, имитирующими центры масс (ЦМ) составных частей изделий. Ориентация модели в пространстве характеризуется декартовыми координатами узлов в глобальной системе координат XYZ (рис. 8).

В местах, моделирующих соединения агрегатов рассматриваемой системы вертикализации, введены связи, обеспечивающие необходимые степени свободы: цилиндрические и сферические шарниры, ползуны. Узел сопряжения ТУТ с ПУА (роликовый ползун или зацепление автосцепок), а также односторонний контакт между опорами ПС и ССБ моделируются нелинейными связями (рис. 9). Каждая связь характеризуется упругой и демпфирующей характеристиками, моделирующими контакт реальных элементов конструкции.

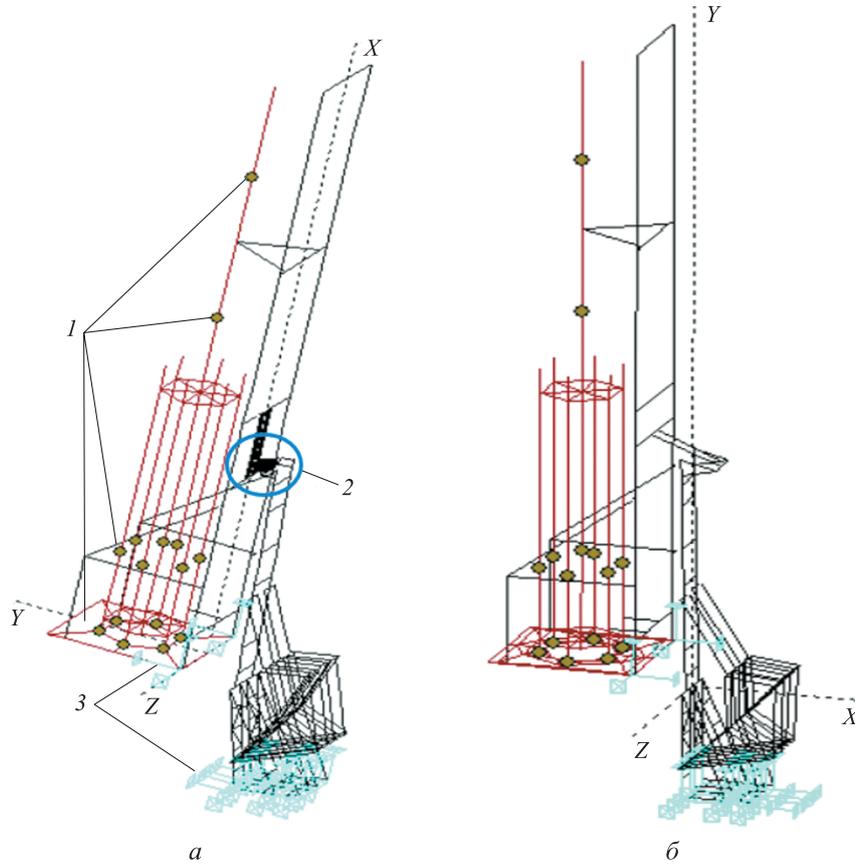
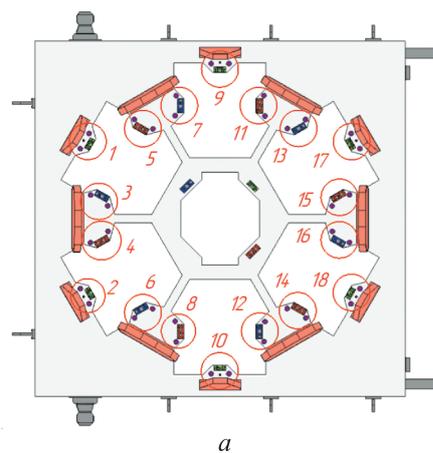


Рис. 8. Примеры ориентации элементов модели для разных расчетных случаев:
a — «переброс веса» для КВ № 1 (*1* — центры масс блоков РКН; *2* — узел сопряжения ТУТ с ПУА; *3* — связи); *б* — «передача веса» для КВ № 2

Рис. 9 (начало). Места наложения связей между ПС и ССБ без СТО:
a — конструктивная модель ССБ с обозначением опорных мест 1–18



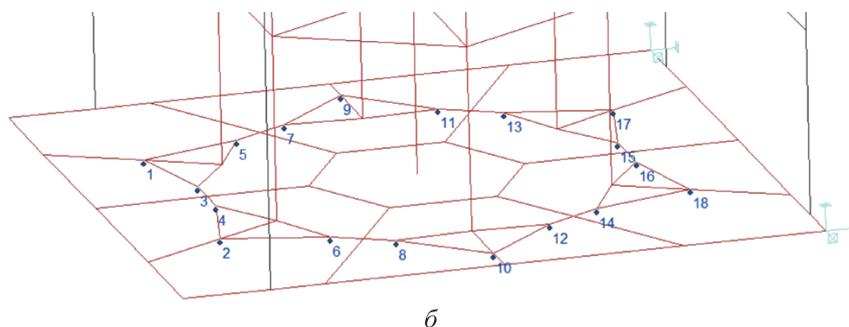


Рис. 9 (окончание). Места наложения связей между ПС и ССБ без СТО:
 б — расчетная модель ССБ с обозначением опорных мест 1–18

В местах, соответствующих узлам крепления агрегатов системы вертикализации в модели, заданы элементы, обеспечивающие необходимые степени свободы: ползуны, цилиндрические и сферические шарниры.

Расчетный случай «Переброс веса». В связи с незначительным поворотом конструкции как жесткого целого при прохождении динамического процесса расчет выполнялся на неподвижной модели с помощью изменения положения вектора гравитации по времени (рис. 10). В начальный момент времени система была выставлена в положение, близкое к моменту опрокидывания. При этом с 0-й по 5-ю секунду происходит плавное приложение гравитационных сил в начальном направлении; с 5-й по 25-ю секунду — изменение направления вектора гравитационных сил в соответствии с угловым положением конструкции. Ветровая нагрузка не учитывалась.

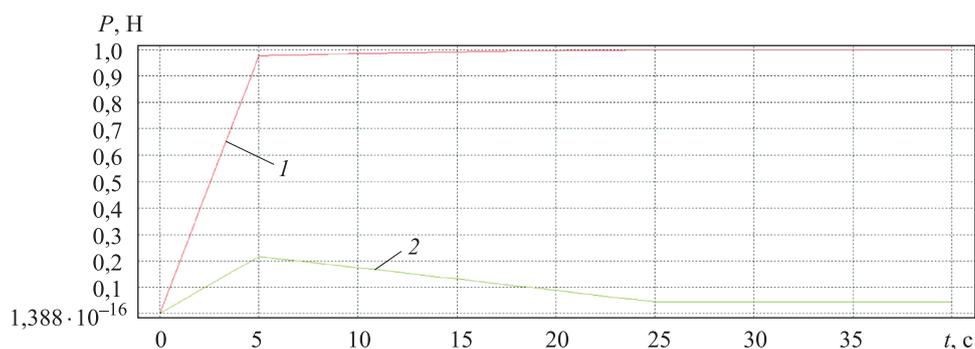


Рис. 10. Графики изменения величин компонентов вектора гравитации P по времени t :
 1 — проекция на ось X ; 2 — проекция на ось Y

Расчет выполняли для двух компоновочных вариантов узла стыковки ТУТ с ПУА: роликового ползуна и зацепления автосцепок. По результатам расчетов были проанализированы максимальные усилия

и ударные нагрузки в узле стыковки ТУТ с ПУА, перемещения и ускорения ЦМ ПТК.

Расчетный случай «Передача веса». Рассматривались три варианта установки РКН с ССБ на ПС. В первом варианте к модели прикладываются постоянное гравитационное нагружение и кинематическое воздействие от выдвижения опор ПС. При расчете рассматривался вариант установки с предварительно заданным алгоритмом выдвижения опор без выравнивания усилий при подъеме. Скорости каждой опоры подбирались исходя из условия одновременного подхода к опорным точкам ССБ и последующего его максимально равномерного горизонтирования. Ветровая нагрузка не учитывалась.

Во втором варианте установки передача веса осуществлялась непосредственно кантованием РКН с ССБ на неподвижные жесткие опоры стартового стола. К модели прикладывались постоянное гравитационное нагружение и сосредоточенные силы в исполнительных элементах ПУА, имитирующие работу гидроцилиндров.

Третий вариант — комбинированный случай: передача веса РКН с ССБ кантованием на две жесткие СТО, выполненные подобно опорам вылета стрелы ТУА для РН «Н1», и последующий подвод опор ПС под центральные опорные элементы ССБ.

По результатам расчетов проведен анализ усилий в опорах ПС, перемещений и ускорений ЦМ ПТК.

Результаты исследования. В результате расчетов модели для случая «Переброс веса» были получены значения усилий в подвижной опоре между ТУТ и ПУ, выполненной в виде роликового ползуна (КВ № 1) или автосцепок (КВ № 2).

На графиках усилий в нелинейных связях (рис. 11) видны их изменения по направлению. Момент «обнуления» усилий — начало «переброса» веса. Резкое нарастание величины усилий в нелинейных связях — удар с последующими колебаниями системы, окончание «переброса» веса.

Максимальные перемещения q и ускорения q'' ЦМ ПТК в момент перевешивания для компоновочных вариантов № 1 и № 2 представлены ниже:

	№ 1	№ 2
Максимальные перемещения q , м	0,025	0,007
Максимальные ускорения q'' , м/с ²	0,15	0,6

При расчете случая «Передача веса» для обоих КВ был выявлен значительный уровень слабо затухающих колебаний ЦМ ПТК после окончания вертикализации при воздействии порывов ветра (рис. 12, а). Проработка нового варианта стрелы ПУА и увеличение ее жесткости позволили уменьшить продолжительность колебательного процесса

(рис. 12, б). В случае кантования РКН с ССБ на СТО перемещения ЦМ ПТК оказались в 1,5 раза меньше, чем в варианте удержания РКН с ССБ одним лишь установщиком (рис. 13).

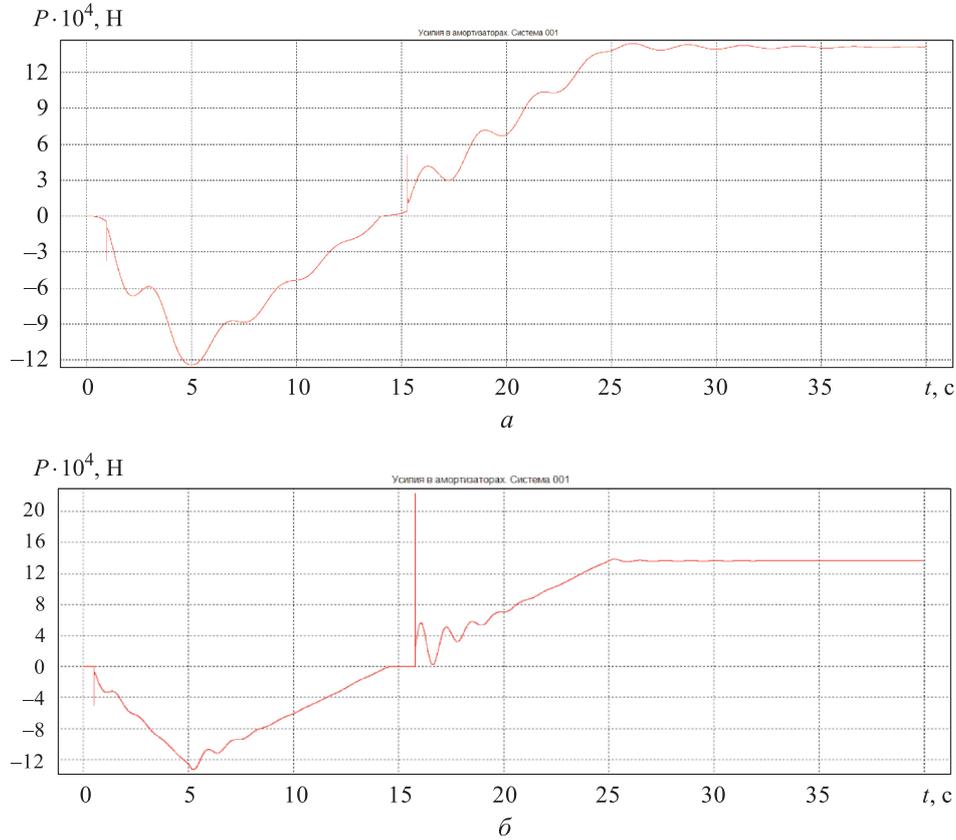


Рис. 11. Зависимости усилий P в нелинейных связях от времени t , работающих вдоль оси X , для КВ № 1 (а) и КВ № 2 (б)

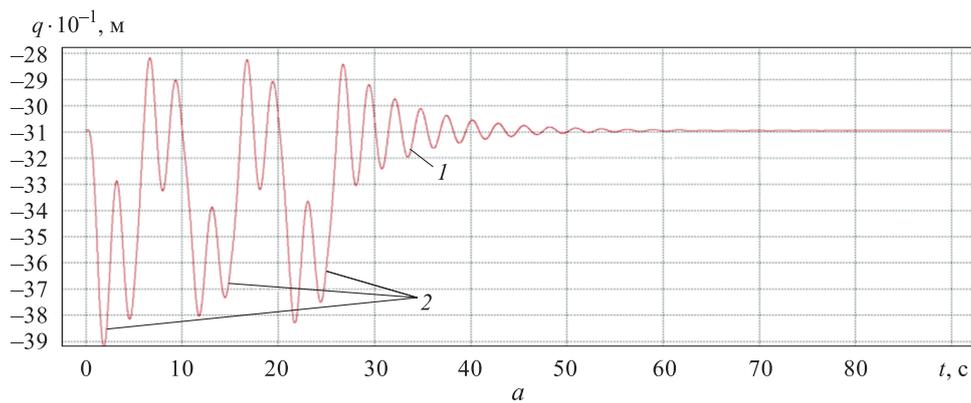


Рис. 12 (начало). Зависимость перемещения q ЦМ ПТК от времени t вдоль оси X при удержании РКН в вертикальном положении (а):

1 — свободные затухающие колебания; 2 — вынужденные колебания от порывов ветра

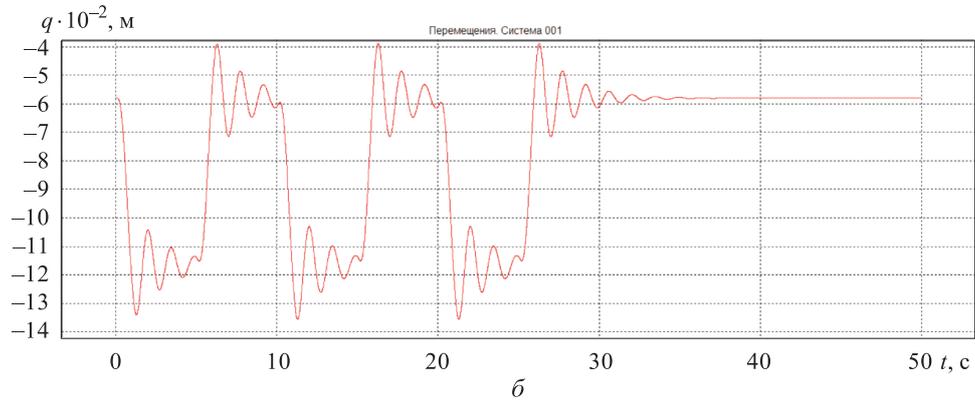


Рис. 12 (окончание). Зависимость перемещения q ЦМ ПТК от времени t вдоль оси X при увеличенной жесткости стрелы ПУА (δ)

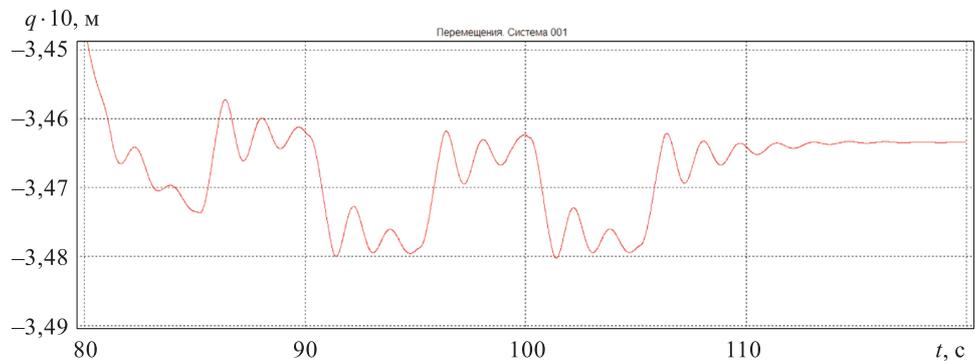


Рис. 13. Зависимость перемещения q ЦМ ПТК от времени t вдоль оси X при кантовании на СТО в случае удержания РКН в вертикальном положении

Усилия в опорах ПС для трех рассматриваемых вариантов передачи веса РКН с ССБ на ПС представлены на рис. 14–16.

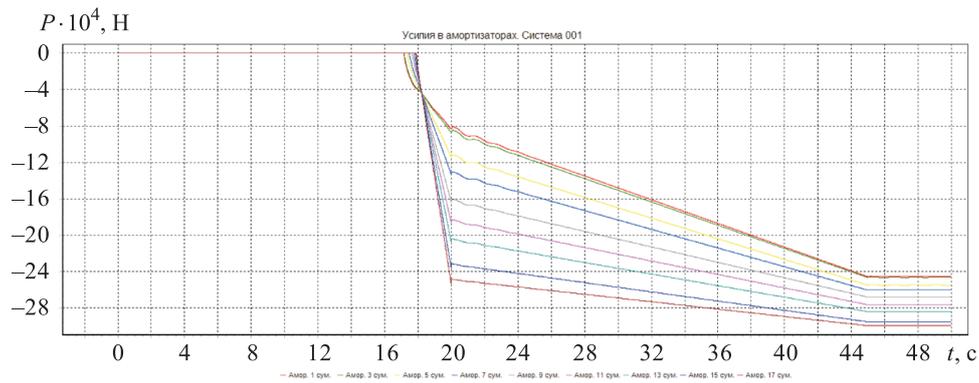


Рис. 14. Зависимость усилий P в опорах ПС от времени t при передаче веса РКН с ССБ на выдвигающиеся опоры ПС (вариант № 1)

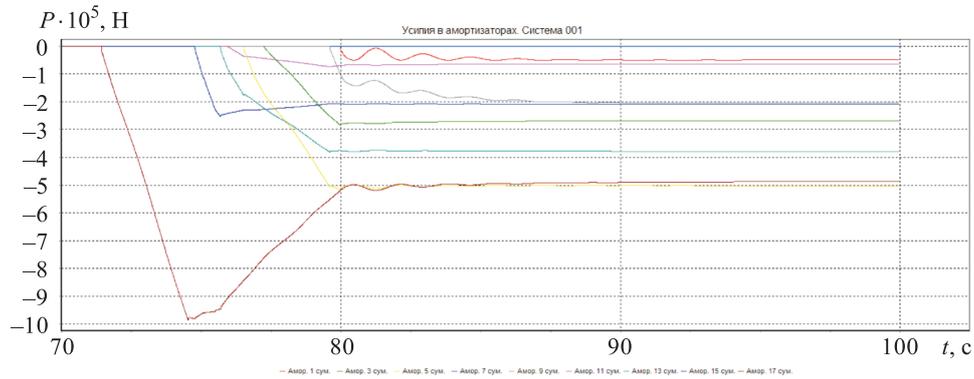


Рис. 15. Зависимость усилий P в опорах ПС от времени t при кантовании и передаче веса РКН с ССБ на неподвижные опоры ПС (вариант № 2)

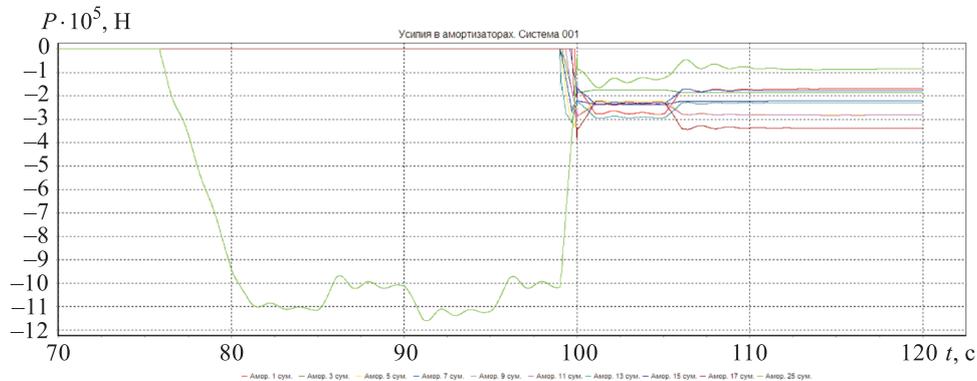


Рис. 16. Зависимость усилий P в опорах ПС от времени t в случае комбинированного варианта установки (вариант № 3)

Максимальные перемещения q и ускорения q'' ЦМ ПТК в процессе передачи веса РКН с ССБ на ПС для трех рассматриваемых вариантов представлены ниже:

	№ 1	№ 2	№ 3
Максимальные перемещения q , м	0,005	0,020	0,030
Максимальные ускорения q'' , м/с ²	0,085	0,15	0,181

Полученные величины не превышают допустимых значений.

Заключение. На основании проведенных расчетов была установлена наиболее подходящая конфигурация интересующих узлов и элементов системы вертикализации РКН «Енисей» и сделаны следующие выводы.

1. Сопряжения литых автосцепок, возникающие при перебросе веса в узле, не вызывают существенных колебаний ПГ и менее опасны для места стыка, чем нагрузки в узле сопряжения «роликовый ползун», содержащем шарнирные элементы и направляющие. Однако

для полного устранения ударных нагрузок в момент перевешивания желательнее создать узел сопряжения с беззазорным контактом.

2. По окончании процесса вертикализации при воздействии порывов ветра требуется обеспечить высокую жесткость стрелы ПУА для уменьшения продолжительности колебательного процесса ЦМ ПГ.

3. Нецелесообразно устанавливать изделия кантованием одновременно на большое число жестких опор, так как в процессе передачи веса опоры пускового стола не срабатывают одновременно и нагружаются крайне неравномерно.

4. Наилучший результат в отношении удержания и передачи веса РКН с ССБ на ПС показал комбинированный способ установки РКН на опоры ПС.

5. Для равномерного распределения нагрузки между опорами ПС в процессе установки необходимо создать гидравлически закольцованную систему.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Daniluk A.Yu., Klyushnikov V.Yu., Kuznetsov I.I., Osadchenko A.S. The past, present, and future of super-heavy launch vehicles for research and exploration of the Moon and Mars. *Solar System Research*, 2015, vol. 49, iss. 7, pp. 490–499. DOI: 10.1134/S0038094615070047
- [2] НТС по космическому ракетному комплексу сверхтяжелого класса. *Роскосмос*. URL: <https://www.roscosmos.ru/27720/> (дата обращения 17.04.2022).
- [3] Рогозин объяснил, почему отложили создание лунной ракеты. *РИА Новости*. URL: <https://ria.ru/20210915/raketa-1750160494.html> (дата обращения 17.04.2022).
- [4] Zolin A., Udovik I. Dynamic analysis of non-linear processes in super heavy-lift launch vehicle erector and polyspast lifting system. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2171, art. ID 120010. <https://doi.org/10.1063/1.5133266>
- [5] Ivanov A., Igritsky V. On crawler chassis application for future super-heavy class launch vehicles transportation. *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318, art. ID 100012. <https://doi.org/10.1063/5.0035771>
- [6] Игрицкий В.А. О численной оценке удобства обслуживания ракет космического назначения сверхтяжелого класса и их элементов при горизонтальном и вертикальном вариантах технологии их подготовки. *XLIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: Сборник тезисов*. Москва, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019, с. 329–330.
- [7] Бармин И.В., ред. *Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники (Инженерное пособие). Книга 2*. Москва, 2006.
- [8] Бирюков Г.П., Манаенков Е.Н., Левин Б.К. *Технологическое оборудование отечественных ракетно-космических комплексов*. Фадеев А.С., Торпачев А.В., ред. Москва, Рестарт, 2011, 600 с.
- [9] Губанов Б.И. *Триумф и трагедия «Энергии». Размышления главного конструктора*. В 4 т. Нижний Новгород, Издательство Нижегородского института экономического развития, 1998.

Статья поступила в редакцию 23.05.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Зотов В.Г., Никитин А.О., Языков А.В. Сравнительный анализ динамических режимов работы компоновочных вариантов системы вертикализации для перспективной ракеты космического назначения сверхтяжелого класса. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 7.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-7-2195>

Зотов Василий Глебович — начальник сектора группы стартового оборудования отдела комплексного проектирования филиала АО «ЦЭНКИ» — НИИ СК им. В.П. Бармина, заслуженный конструктор Российской Федерации.

e-mail: v.zotov@russian.space

Никитин Александр Олегович — инженер 3 категории отдела комплексного проектирования филиала АО «ЦЭНКИ» — НИИ СК им. В.П. Бармина.

e-mail: a.nikitin@russian.space

Языков Андрей Владиславович — старший преподаватель кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор 20 научных работ в области динамики и теплообмена стартового оборудования ракет.

e-mail: andr_yaz@bmstu.ru

Comparative analysis of the dynamic operating modes of verticalization system layout solutions for an advanced super-heavy space rocket

© V.G. Zotov¹, A.O. Nikitin¹, A.V. Yazykov²

¹Branch of JSC “TsENKI” — “Research Institute of Launch Complexes named after V.P. Barmin”, Moscow, 119526, Russia

²Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

In recent years, Russia has been working on an option of creating a super-heavy-class Yenisei space rocket designed to implement long-range programs for exploring the Moon and deep space. At the moment, the project has been suspended, but the task is still relevant. The paper comparatively analyses the dynamic processes occurring at certain operational stages of the installation unit during the verticalization of the super-heavy-class Yenisei space rocket. In order to select their optimal design, we examined several designs of certain units and elements of the rocket verticalization system. The rocket configuration introduced in this paper was used to evaluate the functioning of the installation unit, whose design can be further modified for a new product. The relevance of the study lies in the analysis of specific operating modes of a fundamentally new type of installation units, which has not previously been used in Russia and the USSR. Relying on the calculations, we found the most suitable configuration of the nodes and elements of the verticalization system. Design solutions were proposed to reduce the dynamic loads on the rocket in the process of lifting and installation on the launch pad.

Keywords: launch complex, carrier rocket, space rocket, installer

REFERENCES

- [1] Daniluk A.Yu., Klyushnikov V.Yu., Kuznetsov I.I., Osadchenko A.S. The past, present, and future of super-heavy launch vehicles for research and exploration of the Moon and Mars. *Solar System Research*, 2015, vol. 49, no. 7, pp. 490–499. DOI: 10.1134/S0038094615070047
- [2] NTS po kosmicheskomu raketnomu kompleksu sverkhfazhelogo klassa [NTS on the space rocket complex of the superheavy class]. *Roskosmos* [Roscosmos]. Available at: <https://www.roscosmos.ru/27720/> (accessed April 17, 2022).
- [3] Rogozin obyasnil, pochemu otlozhili sozdanie lunnoy rakety [Rogozin explained why the creation of a lunar rocket was postponed]. *RIA-novosti* [RIA news]. Available at: <https://ria.ru/20210915/raketa-1750160494.html> (accessed April 17, 2022).
- [4] Zolin A., Udovik I. Dynamic analysis of non-linear processes in super heavy-lift launch vehicle erector and polyspast lifting system. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2171, Art. ID 120010. <https://doi.org/10.1063/1.5133266>
- [5] Ivanov A., Igritsky V. On crawler chassis application for future super-heavy class launch vehicles transportation. *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318, Art. ID 100012. <https://doi.org/10.1063/5.0035771>
- [6] Igritskiy V.A. O chislennoy otsenke udobstva obsluzhivaniya raket kosmicheskogo naznacheniya sverkhfazhelogo klassa i ikh elementov pri gorizontalnomy i vertikalnom variantakh tekhnologii ikh podgotovki [On the numerical assessment of the convenience of servicing super-heavy space rockets and their elements with their horizontal and vertical preparation technologies]. *XLIII Akademicheskie chteniya po kosmonavtike, posvyaschennyye pamyati akademika S.P. Koroleva i drugikh*

- vydayuschikhsia otechestvennykh uchenykh - pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva: Sbornik tezisov* [XLIII Academic readings on astronautics dedicated to the memory of Academician S.P. Korolev and other outstanding domestic scientists — pioneers of outer space exploration: Collection of abstracts]. Moscow, BMSTU Publ., 2019, pp. 329–330.
- [7] Barmin I.V., ed. *Tekhnologicheskie oekty nazemnoy infrastruktury raketno-kosmicheskoy tekhniki (Inzhenernoie posobie). Kniga 2* [Technological objects of ground infrastructure of rocket and space technology (Engineering manual). Book 2]. Moscow, 2006, 376 p.
- [8] Biryukov G.P., Manaenkov E.N., Levin B.K. *Tekhnologicheskoe oborudovanie otechestvennykh raketno-kosmicheskikh kompleksovn* [Technological equipment of domestic rocket and space complexes]. Fadeev A.S., Torpachev A.V., eds. Moscow, Restart Publ., 2011, 600 p.
- [9] Gubanov B. I. *Triumf i tragediya «Energii». Razmyshleniya glavnogo konstruktora* [Triumph and tragedy of Energia. Reflections of the chief designer]. Nizhniy Novgorod, Nizhegorod. inst. ekonom. razv. Publ., 1998.

Zotov V.G., Head of the Sector of the Launch Equipment Group, Integrated Design Department, Branch of JSC “TsENKI” — “Research Institute of Launch Complexes named after V.P. Barmin”, Honored Designer of the Russian Federation.
e-mail: v.zotov@russian.space

Nikitin A.O., 3rd category engineer of the Integrated Design Department, Branch of JSC “TsENKI” — “Research Institute of Launch Complexes named after V.P. Barmin”.
e-mail: a.nikitin@russian.space

Yazykov A.V. graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2005, Senior Lecturer, Department of Launch Rocket Complexes, Bauman Moscow State Technical University; author of 20 research papers in the field of dynamics and heat transfer of missile launch equipment. e-mail: andr_yaz@bmstu.ru