

## Анализ возможностей создания беспересадочных систем экстренной эвакуации с высотных агрегатов стартовых комплексов ракет космического назначения

© В.А. Игрицкий

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

*Во время подготовки к пуску заправленных ракет космического назначения имеется повышенная опасность возникновения пожаров и взрывов, которая обусловлена наличием на борту этих ракет горючего и окислителя. Поэтому требуется обеспечить возможность экстренной эвакуации в опасных ситуациях экипажей пилотируемых космических кораблей и помогающего им персонала, что трудно реализовать при нахождении на большой высоте на агрегатах обслуживания ракет космического назначения или агрегатах посадки и эвакуации экипажа, особенно при подготовке ракет космического назначения сверхтяжелого класса. Для решения этой задачи используются специальные системы эвакуации разных типов. Общей особенностью существующих систем экстренной эвакуации с высотных агрегатов является необходимость пересадки с основного средства эвакуации на бронетранспортер или перехода за защитные двери специального убежища, что уменьшает надежность и увеличивает стоимость системы, особенно в процессе эксплуатации. Рассмотрены предпосылки и возможности создания систем посадки и эвакуации экипажа без использования защищенных убежищ и пересадок, что потенциально может повысить надежность и снизить стоимость этих систем.*

**Ключевые слова:** система экстренной эвакуации, система посадки и эвакуации космонавтов, космический ракетный комплекс сверхтяжелого класса, рельсовая система эвакуации космонавтов

**Введение.** Во время заправки и подготовки к пуску заправленных ракет космического назначения (РКН) на их борту имеются сотни, а в случае РКН сверхтяжелого класса (СТК) — тысячи тонн горючего и окислителя. При наличии в РКН или поблизости от нее экипажа космического корабля (ККр) и помогающего экипажу персонала это создает потенциально опасную ситуацию из-за возможности возникновения утечек компонентов ракетного топлива и их паров, а также пожаров и взрывов [1, 2]. Поэтому одним из требований, предъявляемых к наземному оборудованию космических ракетных комплексов (КРК), обеспечивающих запуск ККр, является обеспечение возможности экстренной эвакуации экипажа ККр и помогающего ему персонала на всех этапах наземной эксплуатации РКН. Практика создания КРК показывает, что сложнее всего обеспечить экстренную эвакуацию в случае, когда люди находятся на большой высоте на агрегатах обслуживания РКН или агрегатах посадки и эвакуации экипажа. При этом особенно опасными являются стартовые комплексы (СК) перспективных КРК с РКН СТК не только вследствие большей

энергии возможных взрывов, но и из-за значительной высоты расположения ККр над уровнем земли, которая может достигать 100 м и более. Ранее для решения этой задачи создавались специальные системы экстренной эвакуации (СЭЭ) разных типов [2–4]. Кроме того, в последние годы в России и за рубежом было разработано множество подобных систем для эвакуации из зданий различного назначения при пожарах [5] и в других случаях [6].

Среди уже введенных в строй СЭЭ наиболее совершенными по совокупности параметров являются созданные для КРК «Союз-2» на космодроме Восточный и для универсальной ракетно-космической транспортной системы (УРКТС) «Энергия» — «Буран». Общая особенность СЭЭ с высотных агрегатов — это необходимость пересадки с основного средства эвакуации на бронетранспортер или перехода эвакуируемых за защитные двери убежища [2]. Во втором случае в реализованных системах эвакуируемые должны достаточно быстро покинуть участок торможения, чтобы избежать столкновения со следующим эвакуирующимся. Наряду с другими особенностями это не позволяет использовать такие системы для эвакуации серьезно травмированных или находящихся без сознания людей. Наличие убежищ и бронетранспортеров уменьшает надежность и увеличивает стоимость СЭЭ, особенно в процессе эксплуатации, поэтому становится актуальной задача создания СЭЭ, не требующих пересадок и использования защищенных убежищ. Это особенно важно для перспективных КРК с РКН СТК, новое поколение которых в одних странах уже создается, а в других — еще планируется к созданию [7–10], а также в связи с развитием космического туризма [11]. При этом СЭЭ с вертикальным спуском эвакуационной кабины [3] фактически осуществляет пересадку кабины в целом, так как необходимо изменить принцип ее движения для дальнейшей эвакуации после спуска, что замедляет эвакуацию. Таким образом, создаются предпосылки для дальнейшей разработки беспересадочных СЭЭ.

Проанализируем предпосылки и возможности создания рельсовых СЭЭ экипажа ККр и помогающего ему персонала без использования защищенных убежищ и пересадок, что потенциально увеличивает надежность и уменьшает стоимость таких СЭЭ. Однако вследствие ограниченного объема рассмотрим только наиболее важные с функциональной точки зрения вопросы, связанные с конструктивным исполнением СЭЭ этого типа.

**Обоснование числа точек, из которых должна происходить эвакуация.** При современном уровне развития науки и техники присутствие людей на высотных агрегатах вблизи заправленной РКН оправдано только в случае запуска пилотируемого корабля. Практически во всех остальных случаях возможна автоматизация всех процессов обслуживания элементов РКН, в том числе с использованием

специальных робототехнических комплексов, хотя при эксплуатации существующих КРК соответствующую автоматизацию редких операций типа повторной стыковки магистралей не проводят в основном по экономическим соображениям. В связи с этим СЭЭ с высотных агрегатов СК должны обеспечивать эвакуацию только из одной точки в области размещения ККр, а также, если возможно, с маршрута движения людей к ККр для посадки в него экипажа. Это облегчает создание соответствующих СЭЭ и отвечает сложившейся практике их проектирования.

**Оценка тротилового эквивалента взрывов РКН в период подготовки к пуску.** Анализ приведенных в [1, 2] результатов рассмотрения опасных факторов, возникающих при подготовке РКН, позволил сделать вывод, что наиболее опасным случаем в период подготовки к пуску РКН является возможный взрыв ракетного горючего при его проливе, а непосредственно при пуске — возможный взрыв при падении РКН на СК. Анализ соответствующих расчетных зависимостей [12] показывает, что при падении РКН на СК энергия взрыва будет как минимум на порядок превышать энергию взрыва при возможном проливе горючего в период подготовки к пуску, поэтому убежища, в которые происходит эвакуация, следует строить с уровнем защищенности, значительно превосходящим требующийся при подготовке РКН к пуску. Это условие, а также необходимость пребывания людей в таком убежище в течение 3 сут [2] обуславливают достаточно высокую стоимость их строительства и эксплуатации.

Наибольшие трудности при создании достаточно эффективных СЭЭ возникают для КРК с РКН СТК, однако рассмотрим также создание СЭЭ для КРК с РКН тяжелого класса, поскольку для них характерны большая высота размещения ККр и увеличенная энергия возможных взрывов. Поэтому в качестве примеров расчета будут рассмотрены ранее разработанные РКН СТК, а также некоторые РКН среднего и тяжелого класса, использующиеся или потенциально пригодные для доработки в целях запуска ККр, а также разрабатываемый ракетный блок Super Heavy, который предполагается использовать в составе многоразовой космической системы, способной выводить на низкую околоземную орбиту (НОО) полезную нагрузку (ПН) массой до 100 т.

Современные оценки [13] показывают, что с учетом перспективы возобновления пилотируемых полетов к Луне интерес представляют также ракеты-носители (РН), способные выводить на НОО полезную нагрузку массой 160 т. До настоящего времени такие РКН еще не созданы, в связи с чем рассмотрим проект РКН СТК «Вулкан» (СССР), предназначенной для вывода на НОО ПН массой до 200 т [14].

Источником энергии наиболее опасных взрывов РКН является находящееся на их борту ракетное топливо. Следует отметить, что для всех видов основного горючего в качестве окислителя в РН, используемых для запуска ККр, применяется жидкий кислород. Поэтому примем допущение, что расчеты выполнены, исходя только из массы горючего, поскольку, несмотря на его избыток на борту РН, оно может реагировать при взрыве как с кислородом, имеющимся в баках РН, так и с кислородом воздуха.

Удельный тротиловый эквивалент ракетного горючего определяется по зависимости, модифицированной для расчета через количество горючего [12, с. 115]:

$$f = Q_{\Gamma} / Q_{\text{ТНТ}}, \quad (1)$$

где  $Q_{\Gamma}$  — теплота сгорания (низшая) ракетного горючего;  $Q_{\text{ТНТ}}$  — теплота сгорания тротила [15],  $Q_{\text{ТНТ}} = 4190$  кДж/кг.

Удельные тротиловые эквиваленты основных типов ракетного горючего современных и перспективных РН, рассчитанные по зависимости (1), приведены в табл. 1.

Таблица 1

**Энергетические параметры основных типов жидкого ракетного горючего современных и перспективных РН**

Горючее	Теплота сгорания (низшая), $Q_{\Gamma}$ , кДж/кг	Удельный тротиловый эквивалент $f$
Водород [16, с. 393]	116 090	27,706
Метан (20 °С) (ГОСТ 31369–2008)	50 032	11,941
Керосин [16, с. 393]	42 886	10,235

Теперь оценим количество топлива в первых ступенях некоторых РН, используемых для запуска ККр. Согласно открытым источникам [16–18], для РКН СТК «Н-1» (СССР) массу керосина в первой ступени ракеты можно оценить по зависимости

$$m_{\text{к А}} = (m_{\text{полн А}} - m_{\text{сух А}}) / (1 + \chi) = \\ = (1880 \cdot 10^3 - 180,8 \cdot 10^3) / (1 + 2,726) = 456 \cdot 10^3 \text{ кг},$$

где  $m_{\text{полн А}}$  — масса заправленной первой ступени (блока А) [17, с. 39];  $m_{\text{сух А}}$  — сухая масса этой же ступени [18, с. 45];  $\chi$  — отношение массового расхода окислителя к массовому расходу горючего при принятом в первом приближении коэффициенте избытка окислителя 0,8 [16, с. 111].

Для разрабатываемого в настоящее время в США ракетного блока Super Heavy, предназначенного для использования в составе перспективной РКН СТК, массу метана можно определить по данным [19]:

$$m_{\text{м SH}} = m_{\text{полн SH}} (1 - \varphi) = 3600 \cdot 10^3 \cdot (1 - 0,78) = 792 \cdot 10^3 \text{ кг},$$

где  $m_{\text{полн SH}}$  — масса компонентов, заправляемых в ракетный блок;  $\varphi$  — массовая доля окислителя в общей массе заправляемых компонентов.

Тротильный эквивалент возможного взрыва в общем случае оценивается по зависимости [12, с. 114], модифицированной для случая расчета по количеству горючего:

$$C = kfm,$$

где  $k$  — коэффициент, учитывающий нестехиометричность топлива (согласно принятым допущениям,  $k = 1$ );  $m$  — масса горючего, которое может участвовать во взрыве.

Для расчета СЭЭ с высотных агрегатов СК в процессе эвакуации людей наиболее опасным расчетным случаем является пролив горючего из одного бака РН с последующим образованием газовой смеси и взрывом до 10 % горючего, находящегося в этом баке [12, с. 115]. В дальнейших расчетах будут рассматриваться утечки из наиболее опасного в этом отношении бака, какая-либо одна утечка из которого может привести к взрыву с максимально возможной для рассматриваемой РН энергией. Например, для РН «Н-1» (СССР) и Saturn-V (США) — это бак горючего первой ступени, а для РН «Союз-2» (Россия) и «Энергия» (СССР) — бак горючего второй ступени.

С учетом принятых допущений тротильный эквивалент взрыва при проливе горючего рассчитывается по формуле

$$C = 0,1f_j m_j, \quad (2)$$

где  $f_j$  — удельный тротильный эквивалент горючего в баке, утечка из которого может обусловить взрыв с максимально возможной для рассматриваемой РН энергией;  $m_j$  — масса горючего в том же баке.

Результаты расчетов по зависимости (2) энергии возможных взрывов для некоторых характерных РН приведены в табл. 2.

Анализ результатов расчетов, приведенных в табл. 2, показал, что для РН с первой ступенью из нескольких ракетных блоков («Энергия», «Вулкан», «Ангара-А5») характерна уменьшенная по сравнению с РН того же класса грузоподъемности максимальная энергия взрыва при проливе горючего. Однако энергия взрыва при падении РКН на СК в этом случае вследствие наличия в пакете второй ступени, наоборот, будет увеличена по сравнению с РН тандемной схемы (Saturn-V, Н-1).

**Оценка максимальной энергии взрыва при проливе горючего из наиболее опасного в этом отношении бака РН для некоторых КРК**

Объект	Тип горючего	Максимальная масса горючего, т	Тротиловый эквивалент С, т
Первая ступень РН Saturn-V (США)	Керосин	635 [20, с. 2–11]	650
Первая ступень РН «Н-1» (СССР)	Керосин	456	467
Вторая ступень РН «Энергия» (СССР)	Водород	105 [14]	291
Первая ступень РН «Вулкан» (СССР, проект)	Водород	119 [14]	330
Вторая ступень РН «Союз-2.1а»	Керосин	26,3 [21]	26,9
Первая ступень РН «Зенит-2»	Керосин	90 [22, с. 322]	92,1
Ракетный блок УРМ-1 РН «Ангара-А5» (Россия)	Керосин	34,6* [23, с. 339]	35,4
Центральная ступень РН SLS (США)	Водород	144 [24]	399
Ракетный блок Super Heavy (США)	Метан	792	946

\* Параметры взяты для аналогичного ракетного блока, используемого в составе РН «Ангара-1.2».

Особое место с этой точки зрения занимает разрабатываемый в настоящее время США ракетный блок Super Heavy, который при заявленной грузоподъемности многократной космической транспортной системы с его использованием примерно 100 т характеризуется возможностью взрыва с намного большей энергией, чем элементы других РН того же класса грузоподъемности. Это, по-видимому, связано с увеличенным запасом топлива для обеспечения многократности.

**Защищенность людей и элементов системы экстренной эвакуации от действия воздушной ударной волны.** Детерминированный критерий поражения людей избыточным давлением при оценке пожарного риска на производственных объектах приведен в Приказе МЧС РФ от 10 июля 2009 г. № 404 «Об утверждении методики определения расчетных величин пожарного риска на производственных объектах» (с изменениями и дополнениями). Согласно Приложению 4 этого документа, нижний порог повреждения человека волной давления следует принимать равным 5 кПа.

Возможный уровень защищенности специально спроектированной эвакуационной кабины от воздействия воздушной ударной волны можно оценить, исходя из степеней разрушения различных транспортных объектов при различных значениях избыточного давления

во фронте воздушной ударной волны для обычных боеприпасов и для ядерного взрыва, приведенных в ГОСТ Р 42.2.01–2014. Поскольку легкая степень разрушения транспортных средств соответствует ситуации, когда их несущие конструкции не повреждаются, для специально спроектированного транспортного средства, не имеющего открытых проемов, соответствующие нагрузки могут быть приняты в качестве допустимых. Согласно ГОСТ Р 42.2.01–2014, для грузовых автомобилей, железнодорожных вагонов и цистерн легкая степень разрушения может изменяться от 20 до 65 кПа в зависимости от типа взрыва и других параметров. При учете заранее известной и достаточно удачной ориентации эвакуационной кабины на расчетном расстоянии вдоль направления возможного прихода воздушной ударной волны достижимый уровень защищенности можно принять равным 40 кПа, что соответствует максимальному значению избыточного давления для легких разрушений при воздействии воздушной ударной волны ядерного взрыва.

Для эстакады, по которой обеспечивается эвакуация, защищенность, в соответствии с нормами ГОСТ Р 42.2.01–2014 для металлических мостов, имеющих конструкцию с пролетом 30...45 м, будет составлять не менее 100 кПа. Следовательно, с учетом уровня защищенности эвакуационной кабины это значение не является лимитирующим при построении СЭЭ.

**Ограничения скорости эвакуации людей для систем эвакуации различных типов.** Следует отметить, что для повышения надежности и снижения стоимости СЭЭ с высотных агрегатов СК источником энергии служит исключительно действие силы тяготения. Это существенно ограничивает максимальную скорость эвакуации. Оценим порядок значения этой скорости, исходя из закона сохранения энергии и пренебрегая в первом приближении силой трения:

$$V_{\max} = \sqrt{2g\Delta h},$$

где  $g$  — ускорение свободного падения;  $\Delta h$  — разность высот.

Для типичных значений высоты размещения кабины ПМК, находящихся в диапазоне 30...100 м, соответствующие значения скорости составят от 25 до 5 м/с соответственно. Однако следует отметить, что при спуске по трассе в форме брахистохроны (кривой наискорейшего спуска) [25] значение полученной скорости может оказаться выше вследствие заглупления средней части трассы ниже уровня земли. Этот эффект возникает при относительно большом по сравнению с высотой агрегата горизонтальном расстоянии между точками начала и завершения эвакуации и достаточно малом трении. Для увеличения скорости эвакуации также можно использовать различные дополнительные приводы для разгона тележек с эвакуируемыми людьми.

Существуют и другие ограничения максимальной скорости движения людей при эвакуации с помощью СЭЭ различных типов. Эти ограничения могут играть решающую роль в случае эвакуации на значительные расстояния, что характерно для перспективных КРК СТК. Например, для систем, в которых эвакуация осуществляется в каретке, скатывающейся по тросу, скорость ее движения не должна достигать скорости распространения по этому тросу малых поперечных волн, так как нагрузки на трос значительно возрастают. При приближенном математическом моделировании троса как струны эта скорость зависит только от его линейной плотности и силы натяжения. При достаточно большой силе натяжения она может составлять десятки и даже сотни метров в секунду.

На практике в выпускаемых системах самоспасения при пожарах, в которых проводится вертикальный спуск по тросу, скорость движения эвакуируемых не превышает нескольких метров в секунду [5]. В системах с наклонно натянутыми тросами, использовавшихся в составе некоторых КРК в США, скорость спуска достигала около 25 м/с [26], хотя, согласно требованиям безопасности, установленным ГОСТ Р 54847–2011 для аттракционов аналогичной конструкции, средняя скорость движения каретки не должна превышать 7 м/с.

В системах эвакуации с помощью спасательных рукавных устройств, которые используются, например, на СК РКН «Союз-2» на космодроме Восточный, скорость спуска не превышает 5 м/с [27], причем ее регулируют сами эвакуируемые, не прибегая к каким-либо измерительным средствам. Поэтому на практике скорость спуска может быть в 2–3 раза меньше максимально возможной.

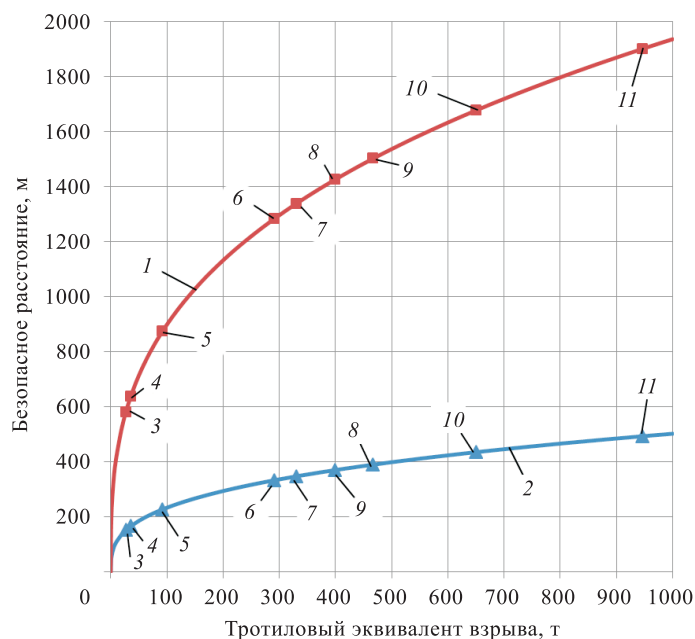
В системах эвакуации со скатыванием по желобу максимальная скорость движения людей ограничивается, прежде всего, опасностью взаимодействия тела человека с неподвижными элементами желоба. Согласно ГОСТ Р 52603–2011, номинальная максимально допустимая скорость движения людей в желобах на водных горках не должна превышать 14 м/с. Это значение можно считать обоснованным ограничением в случае отсутствия специального защитного снаряжения на всех эвакуируемых. Следует отметить, что согласно тому же стандарту, следует принимать максимальную расчетную скорость для горок такого типа равной 16 м/с. Однако в реально реализованной системе для УРКТС «Энергия» — «Буран» с ограниченной смазкой соответствующая скорость составляла, судя по расстоянию и времени эвакуации [25], менее 8 м/с.

Для рельсовых СЭЭ ограничения значительно превышают возможности данных систем в области разгона кареток. Они хорошо исследованы применительно к высокоскоростным железным дорогам и теоретически могут обеспечивать значение ее скорости более 100 м/с. В случае эвакуации по вертикали [3], предусматривающей торможение



в опасной зоне из-за ограничений на действующие ускорения, реализуемые скорости даже на вертикальном участке движения будут заметно ниже максимально возможных. Реализованная в настоящий момент скорость движения на близких по конструкции к СЭЭ аттракционах типа «Русские (американские) горки» составляет 57 м/с [28], поэтому основное внимание в дальнейшем будет уделено системам этого типа. Аналогично ограничена только допустимыми ускорениями скорость эвакуации с использованием предлагавшихся для эвакуации с морских платформ в Арктике ракетных блоков [6], однако системы такого типа могут быть очень дорогостоящими как при создании, так и при эксплуатации, и в данной статье они не представлены.

**Требующиеся расстояния эвакуации.** Оценка безопасного расстояния в процессе эвакуации людей, находящихся в эвакуационной кабине, и людей, открыто стоящих, выполняется с использованием зависимости Садовского [12]. Результаты этих расчетов с учетом тротилового эквивалента взрыва на поверхности земли представлены на рис. 1.



**Рис. 1.** Безопасное расстояние в процессе эвакуации для людей открыто стоящих и в защищенной кабине в зависимости от тротилового эквивалента:

1 — безопасное расстояние для открыто стоящих людей; 2 — безопасное расстояние для людей в эвакуационной кабине; 3–11 — значения обоих безопасных расстояний для РКН и ракетных блоков типа «Союз», «Ангара», «Зенит», «Энергия», «Вулкан», SLS, Н-1, Saturn-V и Super Heavy соответственно, из которых три первых относятся к среднему и тяжелому классу РКН, остальные — к РКН СТК

Анализ результатов расчетов, приведенных на рис. 1, показывает, что использование эвакуационной кабины с защищенностью 40 кПа во всех рассмотренных случаях существенно уменьшает расстояние эвакуации, требующееся для обеспечения безопасности эвакуируемых. Следует также отметить, что дальнейшее повышение защищенности кабины заметно слабее влияет на расстояние эвакуации. Для РКН среднего и тяжелого класса требующееся расстояние эвакуации людей в эвакуационной кабине — 150...230 м, а на открытом пространстве — 580...874 м. Для РКН СТК требующееся расстояние эвакуации людей в эвакуационной кабине — 330...435 м, а вне ее — 1200...1900 м. Если учитывать ранее определенные максимальные скорости эвакуации, то можно заключить, что перспективно использовать СЭЭ с эвакуацией за пределы опасной области только при наличии в ее составе защищенной эвакуационной кабины.

Для дальнейшего математического моделирования процесса работы СЭЭ рассмотрим два характерных расчетных случая. Для РКН среднего и тяжелого класса высота, с которой проводится эвакуация, составляет 50 м, а безопасное расстояние для людей в эвакуационной кабине — 200 м. Для РКН СТК высота, с которой проводится эвакуация, равна 100 м, а безопасное расстояние для людей в эвакуационной кабине — 400 м.

**Траектория движения эвакуационной кабины системы экстренной эвакуации.** Поскольку необходим быстрый разгон каретки под действием силы тяжести, траектория ее движения должна иметь достаточно крутой спуск в начале эвакуации. Однако из-за высокой стоимости подземного строительства и большого расстояния эвакуации в дальнейшем траектория движения эвакуационной кабины должна стать горизонтальной или почти горизонтальной. Для этого требуется создать криволинейную траекторию на скоростном участке эвакуации. Поскольку необходимо обеспечить минимальное время эвакуации, представляется рациональным выбрать в качестве траектории движения средства эвакуации предлагавшуюся ранее для рельсовых СЭЭ брахистохрону [25], которая для учета особенностей работы СЭЭ с эвакуацией за пределы опасной области должна в нижней точке своей кривой переходить в горизонтальную или почти горизонтальную прямую.

Брахистохрона, как правило, задается в зависимости от параметра  $\varphi$ , являющегося углом поворота производящего круга соответствующей циклоиды:

$$\begin{cases} x = r(\varphi - \sin \varphi); \\ y = r(1 - \cos \varphi), \end{cases} \quad (3)$$

где  $r$  — радиус производящего круга циклоиды.

Были проведены оценочные расчеты влияния сопротивления движению эвакуационной кабины, принятого по аналогии для движения без тяги с соответствующей скоростью узкоколейного локомотива [29]. Анализ полученных результатов показал, что на участке эвакуации от начальной точки до безопасного для людей в эвакуационной кабине расстояния влияние сопротивления движению не превышает 4 %. Поэтому в дальнейших оценочных расчетах оно учитываться не будет, но его следует учитывать при математическом моделировании работы СЭЭ.

Без учета сопротивления движению каретки время спуска для траектории в форме брахистохроны, являющейся в данном случае циклоидой, вследствие таутохронности не зависит от разности высот начальной и конечной точек:

$$\tau_{\text{сп}} = \pi \sqrt{r/g}.$$

Радиус производящего круга циклоиды при известной высоте эвакуации определяется только углом наклона  $\alpha$  рельсового пути к горизонтальной плоскости в начальной точке траектории.

Угол  $\alpha$  зависит от параметра  $\varphi$ :

$$\alpha = \frac{\pi}{2} - \frac{\varphi}{2},$$

откуда при заданных  $\Delta h$  и  $\alpha$  с учетом (3) радиус производящего круга

$$r = \frac{\Delta h}{1 - \cos(2\alpha)}.$$

При этом во время спуска по брахистохроне горизонтальное расстояние эвакуации

$$\Delta x_{\text{сп}} = r(2\alpha + \sin 2\alpha).$$

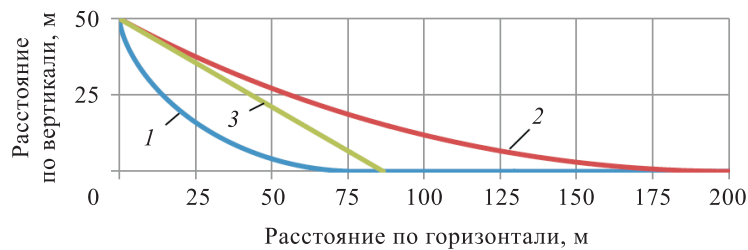
Если известно безопасное для людей в эвакуационной кабине расстояние по горизонтали от точки начала эвакуации  $L$ , то время эвакуации на это расстояние

$$\tau = \pi \sqrt{r/g} + (L - \Delta x_{\text{сп}}) / V_{\text{max}}.$$

Проведенный анализ показал, что наименьшее время эвакуации и наименьшая длина дорогостоящей криволинейной части пути с учетом ранее принятых допущений обеспечивается в том случае, когда в начальной точке рельсовый путь расположен вертикально. Однако такие СЭЭ характеризуются относительно большими перегрузками, психологически менее комфортны для эвакуируемых людей и в зависимости от метода возвращения эвакуационной кабины в начальную

точку эвакуации могут иметь значительно более сложную конструкцию. Кроме того, при организации посадки в горизонтально расположенную кабину может затрачиваться дополнительное время на ее кантование перед движением по крутой траектории. Поэтому на практике целесообразно рассматривать также траектории с более пологим начальным участком, в частности траекторию с брахистохроной, горизонтальная длина которой равна расстоянию эвакуации до безопасного для людей в эвакуационной кабине расстояния, после чего она также становится горизонтальной прямолинейной. Траектории именно этих двух видов и будут рассмотрены при дальнейшем математическом моделировании.

Возможные виды траекторий эвакуации по сравнению с траекторией эвакуации СЭЭ со склизом при высоте эвакуации 50 м и расстоянии эвакуации 200 м приведены на рис. 2. Отметим, что при высоте эвакуации 100 м и расстоянии эвакуации 400 м соответствующие траектории будут геометрически подобны этим кривым.



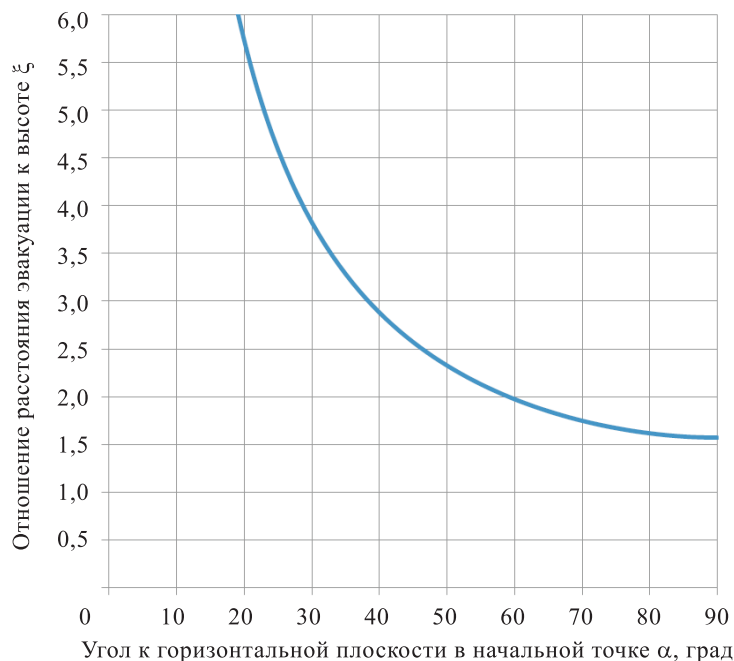
**Рис. 2.** Рассматриваемые траектории эвакуации с высоты 50 м от ее начала до достижения расстояния, минимально безопасного для людей в эвакуационной кабине:

1 — с вертикальным начальным участком; 2 — с переходом к горизонтальному участку на безопасном для людей в эвакуационной кабине расстоянии; 3 — для СЭЭ со склизом

Для того чтобы найти параметры брахистохроны, горизонтальная длина которой равна расстоянию эвакуации до безопасного для людей в эвакуационной кабине расстояния, рассмотрим отношение длины эвакуации по горизонтали к разности высот начальной и конечной точек эвакуации в зависимости от угла  $\alpha$ :

$$\xi = \frac{L}{H} = \frac{2\alpha + \sin 2\alpha}{1 - \cos 2\alpha}.$$

Обратную зависимость выразить в явном виде не удастся, поэтому в первом приближении угол  $\alpha$  можно выбрать по графику данной зависимости, представленному на рис. 3, а более точное значение можно найти итерационным путем.



**Рис. 3.** Зависимость относительного расстояния эвакуации от угла наклона траектории в начальной точке спуска

Одной из особенностей использования СЭЭ с относительно высокими скоростями эвакуации является возможность возникновения существенных ускорений при торможении эвакуируемых в конце пути эвакуации, а также при любых изменениях направления движения. Для СЭЭ, осуществляющих эвакуацию непосредственно за пределы опасной зоны, ускорение при торможении может быть незначительным в отличие от СЭЭ с использованием убежищ, когда соответствующие ускорения приходится выбирать относительно большими. При движении по брахистохроне ускорение в направлении голова — таз определяется зависимостью

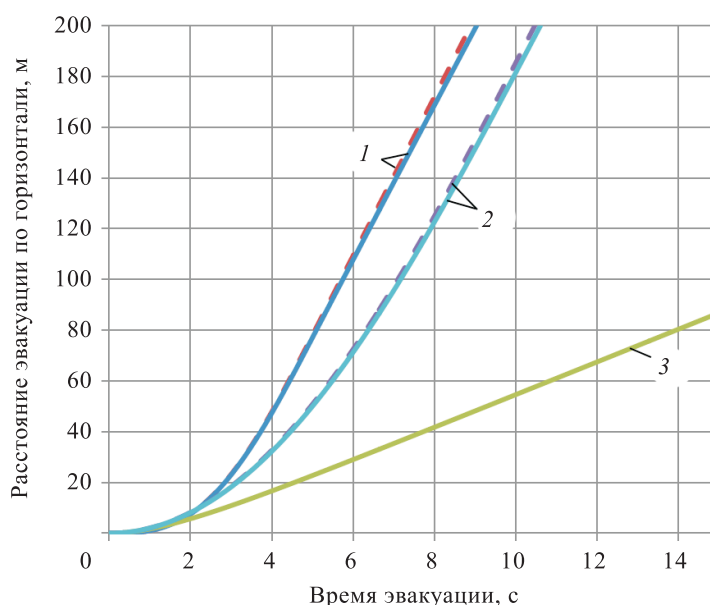
$$a_{\max} = g + \frac{V_{\max}^2}{4r}.$$

и достигает наибольшего значения в нижней точке траектории.

**Сравнение различных вариантов систем экстренной эвакуации.** Для сравнения различных вариантов СЭЭ было проведено математическое моделирование движения эвакуационной каретки или эвакуируемых людей по выбранной траектории. Расчеты проводились явным методом с шагом 0,01 с, погрешность расчета времени спуска по брахистохроне без учета трения составляла менее 1%. Влияние сопротивления движению эвакуационной кабины определяли расчетным путем по зависимостям для движущегося без тяги с соответствующей скоростью узкоколейного локомотива [29].

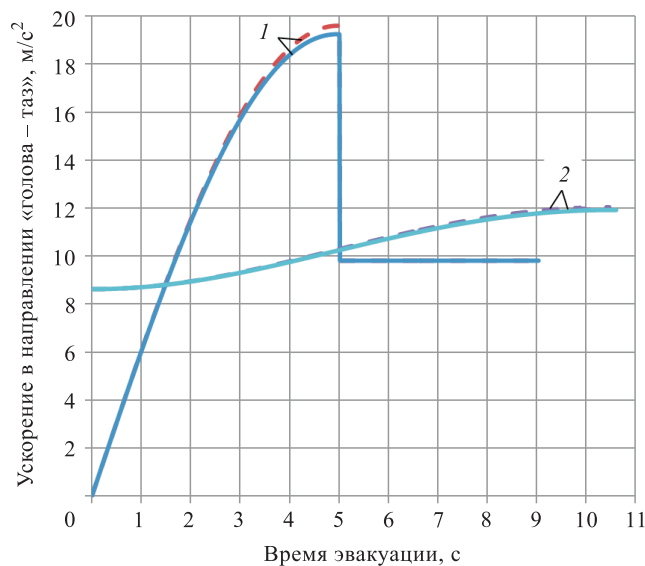
Для СЭЭ с эвакуацией по склизу в убежище также выполнялся соответствующий расчет. Сопротивление движению, в основном определяемое трением с вязким маслом, используемым для смазывания склиза, считали пропорциональным скорости движения эвакуируемого. Соответствующий коэффициент трения был принят равным  $0,65 \text{ Н}\cdot\text{с/м}$ . Это значение было задано исходя из результатов моделирования работы СЭЭ со склизом УРКТС «Энергия» — «Буран», размеры и время эвакуации для которого были взяты из работы [25].

Результаты моделирования процесса эвакуации для двух выделенных ранее характерных случаев (высота эвакуации 50 и 100 м и расстояние эвакуации 200 и 400 м соответственно) представлены в виде графиков на рис. 4–7 для трех вариантов СЭЭ. Для расчетных случаев с использованием рельсовых СЭЭ графики приведены на участке, соответствующем участку эвакуации до расстояния, безопасного для людей в эвакуационной кабине, а для СЭЭ со склизом — на участке эвакуации до убежища. Зависимости расстояния эвакуации по горизонтали от времени показаны на рис. 4 и 6, а ускорения, действующие на эвакуируемых людей в направлении голова — таз, в зависимости от времени — на рис. 5 и 7. Однако на рис. 5 и 7 не представлены



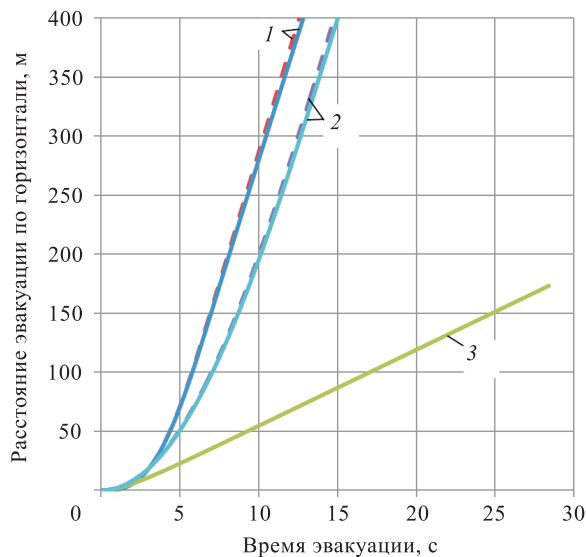
**Рис. 4.** Зависимость расстояния эвакуации, измеряемого по горизонтали, от времени, прошедшего с начала эвакуации, для различных СЭЭ при высоте эвакуации 50 м (штриховая линия — без учета сил сопротивления):

1 — для траектории движения с вертикальным начальным участком; 2 — для траектории движения с переходом на горизонтальный участок на безопасном для людей в эвакуационной кабине расстоянии; 3 — траектория движения для СЭЭ со склизом



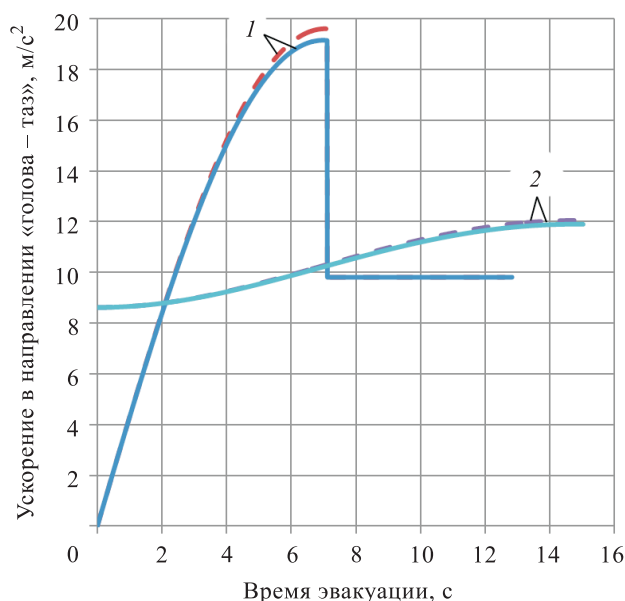
**Рис. 5.** Зависимость ускорения, действующего на эвакуируемых людей в направлении голова — таз, включая силу тяжести, от времени, прошедшего с начала эвакуации, для различных СЭЭ при высоте эвакуации 50 м (штриховая линия — без учета сил сопротивления):

1 — для траектории движения с вертикальным начальным участком; 2 — для траектории движения с переходом на горизонтальный участок на безопасном для людей в эвакуационной кабине расстоянии



**Рис. 6.** Зависимость расстояния эвакуации, измеряемого по горизонтали, от времени, прошедшего с начала эвакуации, для различных СЭЭ при высоте эвакуации 100 м (штриховая линия — без учета сил сопротивления):

1 — для траектории движения с вертикальным начальным участком; 2 — для траектории движения с переходом на горизонтальный участок на безопасном для людей в эвакуационной кабине расстоянии; 3 — траектория движения для СЭЭ со склизом



**Рис. 7.** Зависимость ускорения, действующего на эвакуируемых людей в направлении голова — таз, включая силу тяжести, от времени, прошедшего с начала эвакуации, для различных СЭЭ при высоте эвакуации 100 м (штриховая линия — без учета сил сопротивления):

1 — для траектории движения с вертикальным начальным участком; 2 — для траектории движения с переходом на горизонтальный участок на безопасном для людей в эвакуационной кабине расстоянии

ускорения для СЭЭ со склизом, так как в этом случае основные нагрузки эвакуируемые испытывают не в процессе движения по траектории эвакуации, а в процессе торможения, который в данной статье подробно не рассматривается.

**Обсуждение полученных результатов.** Анализ результатов моделирования, представленных на рис. 4 и 6, показывает, что рельсовые беспересадочные СЭЭ во всех рассмотренных случаях обеспечивают более быструю эвакуацию на безопасное расстояние по основной траектории эвакуации, чем СЭЭ со склизом. Для случая эвакуации с высоты 50 м на расстояние 200 м, характерного для РКН среднего и тяжелого класса, выигрыш времени собственно движения по траектории эвакуации составляет не более 6 с, т. е. примерно трети времени движения по траектории эвакуации для СЭЭ со склизом. Для РКН СТК он составляет 13,0...14,5 с, т. е. около половины времени движения по траектории для СЭЭ со склизом.

Анализ результатов моделирования также показывает, что в случае траектории движения с вертикальным начальным участком при учете силы тяготения максимальные ускорения в направлении голова — таз достигают примерно  $19 \text{ м/с}^2$ , а в случае брахистохроны, переходящей к горизонтальному участку на минимально безопасном



для людей в эвакуационной кабине расстоянии, такие ускорения составляют менее  $12 \text{ м/с}^2$ . Следовательно, при использовании более пологой траектории существенно уменьшаются ускорения, действующие на эвакуируемых людей, но время эвакуации увеличивается на 1,5...2,2 с. Важно отметить, что в первом случае ускорения не достигают допустимых для аттракционов типа катальных горок значений, а во втором они соответствуют типичным нагрузкам, действующим на людей в общественном транспорте [30]. Последнее обстоятельство теоретически позволяет фиксировать эвакуируемых в креслах или стоя уже в процессе движения, что может значительно сократить время их посадки в кабину. Однако полностью отказываться от такого крепления, по-видимому, нецелесообразно из-за возможного воздействия на эвакуационную кабину воздушной ударной волны.

В связи с необходимостью обеспечивать возможность экстренной эвакуации во время посадки экипажа в ККр, включая его доставку к РКН, рациональным представляется примененный при создании УРКТС «Энергия» — «Буран» подход [2], при котором системы посадки и эвакуации экипажа создаются взаимоувязанными. Рельсовую СЭЭ, возможно, следует приспособить к использованию и в качестве системы посадки экипажа, чтобы применять СЭЭ также на этапе доставки экипажа к РКН.

К преимуществам СЭЭ рассматриваемого типа относится то, что они обеспечивают наиболее быструю эвакуацию из опасной области экипажа ККр и помогающего ему персонала. Они значительно безопаснее и комфортнее, что особенно важно для развития космического туризма и эвакуации пострадавших, а кроме того, не возникает необходимости в строительстве и содержании дорогостоящего убежища. Вместе с тем для создания таких СЭЭ потребуются решения ряда научно-технических задач, но их подробное рассмотрение выходит за рамки данной статьи.

**Заключение.** Проведен обзор и дан анализ характеристик ранее разрабатываемых СЭЭ с высотных агрегатов СК, а также показано наличие отдельных недостатков, которые могут быть устранены посредством применения рельсовых беспересадочных СЭЭ.

Обоснована необходимость использования защищенной эвакуационной кабины, и показан достижимый уровень защищенности эвакуационной кабины рельсовых СЭЭ, принятый равным 40 кПа.

Выполнен расчет энергии возможных взрывов некоторых характерных РКН при подготовке к пуску, и определены соответствующие безопасные расстояния для людей на открытом пространстве и в защищенной эвакуационной кабине. На их основе выделены характерные расчетные случаи, для которых проводились вычисления.

Предложены основные варианты траектории движения эвакуационной кабины по брахистохроне и прямолинейному участку. Для них приведены основные зависимости, по которым рассчитываются геометрия траектории, время спуска и максимальное ускорение, действующее на эвакуируемых, без учета сил сопротивления.

Для двух характерных расчетных случаев, когда учитывается влияние сил сопротивления движению, выполнено численное моделирование различных вариантов рельсовых беспересадочных СЭЭ с эвакуационной кабиной в сравнении с СЭЭ на основе использования склиза и защищенного убежища. Анализ результатов моделирования показал, что силы сопротивления изменяют время эвакуации лишь на 4 %. Это для оценочных расчетов можно считать незначительным.

Установлено, что рельсовые беспересадочные СЭЭ во всех рассмотренных случаях обеспечивают более быструю эвакуацию, чем СЭЭ со склизом. Для РКН среднего и тяжелого класса выигрыш времени собственно движения по траектории эвакуации не превышает 6 с, т. е. около трети времени движения по траектории эвакуации для СЭЭ со склизом. Для РКН СТК выигрыш времени достигает 13,0...14,5 с, т. е. около половины времени движения по траектории для СЭЭ со склизом.

Выявлено, что в случае использования траектории с вертикальным начальным участком с учетом силы тяготения максимальные ускорения в направлении голова — таз достигают примерно  $19 \text{ м/с}^2$ , а в случае брахистохроны, переходящей к горизонтальному участку на минимально безопасном для людей в эвакуационной кабине расстоянии, такие ускорения составляют около  $12 \text{ м/с}^2$ . Таким образом, применение более пологой траектории позволяет существенно уменьшить ускорения, действующие на эвакуируемых, однако время эвакуации при этом увеличивается на 1,5...2,2 с. В последнем случае ускорения соответствуют обычным ускорениям в общественном транспорте. Это позволяет начинать движение без фиксации эвакуируемых, что может резко сократить время посадки.

В целом полученные результаты свидетельствуют о том, что создание беспересадочных СЭЭ с высотных агрегатов СК рельсового типа с защищенной эвакуационной кабиной перспективно: они имеют ряд преимуществ перед СЭЭ существующих типов, особенно если их использовать в составе перспективных КРК с РКН СТК. К основным преимуществам относятся существенно сокращенное время эвакуации в безопасную область и сниженные нагрузки на эвакуируемых, что важно как для эвакуации пострадавших вследствие несчастных случаев, так и для развития космического туризма.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Бармин И.В., Неустроев В.Н., Лебедева Л.И. Актуальные вопросы обеспечения наземной безопасности при создании комплексов для пуска ракет с пилотируемым космическим кораблем. *Известия РАН*, 2016, № 4 (94), с. 79–86.
- [2] Курицын А.А., Ярополов В.И. Выбор варианта агрегата посадки и эвакуации космонавтов. *Пилотируемые полеты в космос*, 2017, № 4 (25), с. 54–72.
- [3] Плотников В.В., Украинский А.Ю., Скоринов А.А., Дворянинов А.А., Рыжов А.И. Система экстренной эвакуации космонавтов при возникновении аварийной ситуации во время их посадки в космический корабль. Пат. № RU 2671439 С1 Российская Федерация, 2018, бюл. № 31, 11 с.
- [4] Мухачев Ю.С., Полянский В.И., Романов В.З. Агрегат посадки и эвакуации космонавтов от космического корабля. Пат. № RU 2660180 С1 Российская Федерация, 2018, бюл. № 19, 8 с.
- [5] Томаков М.В., Томаков В.И., Казакова Ю.М., Кислинский А.А. Средства самоэвакуации при пожарах и чрезвычайных ситуациях из опасных зон, расположенных на высоте. *Известия Юго-Западного государственного университета*, 2014, № 1, с. 40–48.
- [6] Комашинский В.И., Таранцев А.А., Лосев М.А. Моделирование системы экстренной доставки грузов для объектов Северного морского пути. *Морские интеллектуальные технологии*, 2018, № 1, с. 215–223.
- [7] Schorr A., Robinson K.F., Perry B.A. Payload Accommodations in NASA's Space Launch System, Block 1 and Beyond. *2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition 17–19 September 2018 Orlando, FL*. DOI: 10.2514/6.2018-5147
- [8] Qin T., Rong Y., Qin X., Zhang Z. The Development Characteristics and Trends of Heavy Launch Vehicles. *Aerospace China*, 2018, vol. 19 (4), pp. 29–37.
- [9] Данилюк А.Ю., Ключников В.Ю., Кузнецов И.И., Осадченко А.С. Создание сверхтяжелых ракет-носителей для исследования и освоения Луны и Марса: прошлое, настоящее, будущее. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2015, № 1 (27), с. 10–18.
- [10] Daniluk A.Y., 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, pp. 490–499. DOI:10.1134/S0038094615070047
- [11] Spector S. Delineating acceptable risk in the space tourism industry, *Tourism Recreation Research*, 2020, vol. 45, iss. 4, pp. 500–510. DOI: 10.1080/02508281.2020.1747798
- [12] Бармин И.В., ред. *Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники: инженерное пособие. Книга 1*. Москва, Полиграфикс РПК, 2005, 416 с.
- [13] Крикалев С.К., Сапрыкин О.А. Пилотируемая лунная инфраструктура и коммерциализация полетов к Луне. *Пилотируемые полеты в космос*, 2016, № 1 (18), с. 47–62.
- [14] Губанов Б.И. *Триумф и трагедия «Энергии». Размышления главного конструктора. Т. 3. «Энергия» – «Буран»*. Нижний Новгород, Издательство Нижегородского института экономического развития, 1998, 467 с.
- [15] Тринитротолуол. *Большая российская энциклопедия*. URL: <https://bigenc.ru/chemistry/text/4204059> (дата обращения 22.01.2022).
- [16] Глушко В.П., ред. *Космонавтика: Энциклопедия*. Москва, Советская энциклопедия, 1985, 528 с.

- [17] Железняков А.Б., Шлядинский А.Г. «Царь-ракета» Н-1. «Лунная гонка» СССР. Москва, Эксмо, Яуза, 2016, 112 с.
- [18] Уманский С.П. *Ракеты-носители. Космодромы*. Ю.Н. Коптев, ред. Москва, Издательство Рестарт+, 2001, 216 с.
- [19] Starbase Tour and Interview with Elon Musk, *Everyday Astronaut*, 2021. URL: <https://everydayastronaut.com/starbase-tour-and-interview-with-elon-musk/> (дата обращения 22.01.2022).
- [20] First stage fast sheet. *Saturn V news reference*, 1968. URL: <http://www.apolloexplorer.co.uk/pdf/saturnv/First%20Stage.pdf> (дата обращения 22.01.2022).
- [21] Soyuz at the Guiana Space Centre. User's Manual. Issue 2, Revision 0. March 2012. *Arianespace.com*, 2012. URL: <https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Soyuz-Users-Manual-March-2012.pdf> (дата обращения 22.01.2022).
- [22] Алиев В.Г. *Морской старт. Космос и океан. Ракетно-космический комплекс морского базирования. История проекта. Опыт разработки и эксплуатации*. Москва, Перо, 2020, 552 с.
- [23] Нестеров В.Е. *Космический ракетный комплекс «Ангара». История создания. Т. 1*. Москва, Ремарко, 2018, 472 с.
- [24] Space Launch System Core Stage. *NASA Facts* URL: [https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/sls\\_core\\_stage\\_fact\\_sheet\\_04262021\\_508.pdf](https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/sls_core_stage_fact_sheet_04262021_508.pdf) (дата обращения 22.01.2022).
- [25] Новожилов Б. М. Исследование траектории спуска в агрегатах экстренной эвакуации космонавтов на стартовых комплексах. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 10. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-10-1924>
- [26] Emergency Egress System. *NASA*. URL: [https://www.nasa.gov/mission\\_pages/shuttle/launch/emer-egress.html](https://www.nasa.gov/mission_pages/shuttle/launch/emer-egress.html) (дата обращения 22.01.2022).
- [27] Устройства спасательные рукавные (УСР). *МЧС России* URL: <https://www.mchs.gov.ru/ministerstvo/o-ministerstve/tehnika/pozharnaya-tehnika/ustroystva-spasatelnye-rukavnye-usr> (дата обращения 22.01.2022).
- [28] Pataro L. Scary rides, scary risks. *Risk Management*, 2007, vol. 54, no. 8, pp. 50–55.
- [29] *Актуализация правил тяговых расчетов на промышленном железнодорожном транспорте. Методическое пособие к СП 37.13330.2012*. Москва, 2016. URL: [https://www.faufcc.ru/upload/methodical\\_materials/mp09.pdf](https://www.faufcc.ru/upload/methodical_materials/mp09.pdf) (дата обращения 22.01.2022).
- [30] Рабинович Б.А. *Безопасность человека при ускорениях (Биомеханический анализ)*. Москва, 2006, 208 с.

Статья поступила в редакцию 17.02.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Игрицкий В.А. Анализ возможностей создания беспересадочных систем экстренной эвакуации с высотных агрегатов стартовых комплексов ракет космического назначения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 4.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-4-2173>

**Игрицкий Владимир Александрович** — канд. техн. наук, доцент кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Области научных интересов: наземное оборудование ракетно-космической техники, космические аппараты и образовательные космические технологии. e-mail: [igrtsky\\_v\\_a@bmstu.ru](mailto:igrtsky_v_a@bmstu.ru)

## **Development of direct systems for emergency evacuation from high-altitude units of launch complexes for integrated launch vehicles: exploratory study**

© V.A. Igritsky

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

*When fueled integrated launch vehicles are prepared for a launch, there is an increased risk of fires and explosions due to fuel and oxidizer on board these vehicles. Therefore, it is necessary to ensure emergency evacuation of manned spacecraft crew and assisting personnel in dangerous situations. For vehicle service towers or crew embarkation and evacuation units this is quite a challenge as the spacecraft is at high altitude, especially it is difficult when preparing super heavy-lift launch vehicles. To solve this problem, special evacuation systems of various types are used. A common feature of existing systems for emergency evacuation from high-altitude units is the need to transfer from the main means of evacuation to an armored personnel carrier or to shelter behind the doors of a protected accommodation, which reduces the reliability and increases the cost of the system, especially in operation. The paper explores the prerequisites and opportunities for developing crew embarkation and evacuation systems without the use of protected accommodations and transfers, which can potentially reduce the cost and increase the reliability of these systems.*

**Keywords:** *emergency evacuation system, crew embarkation and evacuation system, super heavy-lift launch vehicle, crew evacuation rail system*

### REFERENCES

- [1] Barmin I.V., Neustroev V.N., Lebedeva L.I. *Izvestiya RARAN (Proceedings of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences)*, 2016, no. 4 (94), pp. 79–86.
- [2] Kuritsyn A.A., Yaropolov V.I. *Pilotiruemye polety v kosmos — Manned Spaceflight*, 2017, no. 4 (25), pp. 54–72.
- [3] Plotnikov V.V., Ukrainskiy A.Yu., Skorinov A.A., Dvoryaninov A.A., Ryzhov A.I. *Sistema ekstremnoy evakuatsii kosmonavtov pri vozniknovenii avariynoy situatsii vo vremya ikh posadki v kosmicheskoy korabl* [The system of emergency evacuation of astronauts in the event of an emergency during their embarkment]. Pat. RF, no. 2671439 C1, 2018, bul. no. 31, 11 p.
- [4] Mukhachev Yu.S., Polyanskiy V.I., Romanov V.Z. *Agregat posadki i evakuatsii kosmonavtov ot kosmicheskogo korablya* [Unit for embarkment and evacuation of astronauts from a spacecraft]. Pat. RF, no. 2660180 C1, 2018, bul. no. 19, 8 p.
- [5] Tomakov M.V., Tomakov V.I., Kazakova Yu.M., Kislinitskiy A.A. *Izvestiya Yugo-Zapadnogo gosudarstvennogo universiteta — Proceedings of Southwest State University*, 2014, no. 1, pp. 40-48.
- [6] Komashinskiy V.I., Tarantsev A.A., Losev M.A. *Morskie intellektualnye tekhnologii — Marine Intellectual Technologies*, 2018, no. 1, pp. 215–223.
- [7] Schorr A., Robinson K.F., Perry B.A. Payload Accommodations in NASA's Space Launch System, Block 1 and Beyond. *2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition, 17–19 September 2018, Orlando, FL*. DOI: 10.2514/6.2018-5147.
- [8] Qin T., Rong Y., Qin X., Zhang Z. The development characteristics and trends of heavy launch vehicles. *Aerospace China*, 2018, vol. 19 (4), pp. 29–37.

- [9] Daniluk A.Y., Klyushnikov V.Yu., Kuznetsov I.I., Osadchenko A.S. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina (Lavochkin Association journal)*, 2015, no. 1 (27), pp. 10–18.
- [10] Daniluk A.Y., 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, pp. 490–499. DOI: 10.1134/S0038094615070047
- [11] Spector S. Delineating acceptable risk in the space tourism industry, *Tourism Recreation Research*, 2020, vol. 45, no. 4, pp. 500–510. DOI: 10.1080/02508281.2020.1747798
- [12] Barmin I.V., ed. *Tekhnologicheskie obekty nazemnoi infrastruktury raketno-kosmicheskoy tekhniki: inzhenernoe posobie. Kniga 1* [Technological objects of ground infrastructure of rocket and space technology: engineering manual. Book 1]. Moscow, 2005, 416 p.
- [13] Krikalev S.K., Saprykin O.A. *Pilotiruemye polety v kosmos — Manned Spaceflight*, 2016, no. 1 (18), pp. 47–62.
- [14] Gubanov B.I. *Triumf i tragediya «Energii». Razmyshleniya glavnogo konstruktora. T. 3. «Energiya» — «Buran»* [Triumph and tragedy of Energia. Thoughts of the chief designer. Vol. 3. “Energia” — “Buran”]. Nizhny Novgorod, Nizhny Novgorod Institute for Economic Development Publ., 1998.
- [15] Trinitrotoluol [Trinitrotoluene]. *Bolshaya rossiyanskaya entsiklopediya* [Great Russian Encyclopedia]. Available at: <https://bigenc.ru/chemistry/text/4204059> (accessed January 22, 2022).
- [16] Glushko V.P., ed. *Kosmonavtika: Entsiklopediya* [Cosmonautics: Encyclopedia]. Moscow, Sovetskaya entsiklopediya Publ., 1985, 528 p.
- [17] Zheleznyakov A.B., Shlyadinskiy A.G. *«Tsar-raketa» N-1. «Lunnaya gonka» SSSR* [“Tsar Rocket” N-1. “Moon race” of the USSR]. Moscow, Eksmo, Yauza Publ., 2016, 112 p.
- [18] Umanskiy S.P. *Rakety-nositeli. Kosmodromy* [Launch vehicles. Cosmodromes]. Koptev Yu.N., ed. Moscow, Restart + Publ., 2001, 216 p.
- [19] Starbase Tour and Interview with Elon Musk. *Everyday Astronaut, 2021*. Available at: <https://everydayastronaut.com/starbase-tour-and-interview-with-elon-musk/> (accessed January 22, 2022).
- [20] First stage fast sheet. *Saturn V news reference*, 1968. Available at: <http://www.apolloexplorer.co.uk/pdf/saturnv/First%20Stage.pdf> (accessed January 22, 2022).
- [21] Soyuz at the Guiana Space Centre. User’s Manual. Issue 2, Revision 0. March 2012. *Arianespace.com, 2012*. Available at: <https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Soyuz-Users-Manual-March-2012.pdf> (accessed January 22, 2022).
- [22] Aliev V.G. *Morskoy start. Kosmos i okean. Raketno-kosmicheskiiy kompleks morskogo bazirovaniya. Istoriya proekta. Opyt razrabotki i ekspluatatsii* [Sea launch. Space and ocean. Sea-based rocket and space complex. Project history. Development and operation experience]. Moscow, Pero Publ., 2020, 552 p.
- [23] Nesterov V.E. *Kosmicheskiiy raketnyy kompleks «Angara». Istoriya sozdaniya. T. 1* [Space rocket complex “Angara”. History of creation. Vol. 1]. Moscow, Remarko Publ., 2018, 472 p.
- [24] Space Launch System Core Stage. *NASA Facts*. Available at: [https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/sls\\_core\\_stage\\_fact\\_sheet\\_04262021\\_508.pdf](https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/sls_core_stage_fact_sheet_04262021_508.pdf) (accessed January 22, 2022).
- [25] Novozhilov B.M. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2019, iss. 10. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-10-1924>

- [26] Emergency Egress System. *NASA*. Available at: [https://www.nasa.gov/mission\\_pages/shuttle/launch/emer-egress.html](https://www.nasa.gov/mission_pages/shuttle/launch/emer-egress.html) (accessed January 22, 2022).
- [27] Ustroystva spasatelnye rukavnye (USR) [Rescue sleeve devices]. *MChS Rossii* [The Ministry of the Russian Federation for Civil Defence, Emergencies and Elimination of Consequences of Natural Disasters]. Available at: <https://www.mchs.gov.ru/ministerstvo/o-ministerstve/tehnika/pozharnaya-tehnika/ustroystva-spasatelnye-rukavnye-usr> (accessed January 22, 2022).
- [28] Pataro L. Scary rides, scary risks. *Risk Management*, 2007, vol. 54, no. 8, pp. 50–55.
- [29] *Aktualizatsiya pravil tyagovykh raschetov na promyshlennom zheleznodorozhnom transporte. Metodicheskoe posobie k SP 37.13330.2012* [Updating the rules of traction calculations for industrial railway transport. Methodological guide 37.13330.2012]. Moscow, 2016. Available at: [https://www.faufcc.ru/upload/methodical\\_materials/mp09.pdf](https://www.faufcc.ru/upload/methodical_materials/mp09.pdf) (accessed January 22, 2022).
- [30] Rabinovich B.A. *Bezopasnost cheloveka pri uskoreniyakh. (Biomekhanicheskiy analiz)* [Human safety during acceleration. (Biomechanical analysis)]. Moscow, 2006, 208 p.

**Igritskiy V.A.**, Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Rocket Launch Complexes, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: ground-based equipment of rocket and space technology, spacecraft and educational space technologies. e-mail: [igritsky\\_v\\_a@bmstu.ru](mailto:igritsky_v_a@bmstu.ru)