

## ОБЗОР СУЩЕСТВУЮЩИХ МЕТОДОВ УМЕНЬШЕНИЯ ПЛОЩАДИ РАЙОНОВ ПАДЕНИЯ

О.И. Хухрина

khukhrinaoi@student.bmstu.ru

SPIN-код: 9974-6278

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

*Выполнен обзор научных трудов о сокращении площади районов падения и систематизации существующих в настоящее время методов решения данной задачи. Уменьшение площади районов падения является важной и актуальной задачей, поскольку позволит снизить затраты на их эксплуатацию. В настоящее время существует множество трудов, в которых описано, как достичь сокращения площади районов падения. Для более качественной оценки предложенных методов рассмотрены основные возмущающие факторы, влияющие на площадь эллипса рассеивания отделяющейся части. Выделены достоинства и недостатки рассмотренных методов.*

### Ключевые слова

*Район падения, возмущающие факторы, уменьшение площади районов падения, отделяющиеся части ракет-носителей, метод сжигания конструкции отделяющихся частей, изменение программы угла тангажа ракеты-носителя, дополнение конструкции отделяющейся части органами управления, пассивная стабилизация*

Поступила в редакцию 18.02.2020

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020

---

**Введение.** Выведение космических аппаратов (КА) на целевую орбиту требует отделения отработавших ступеней, что показал К.Э. Циолковский. Действительно, из его формулы [1] следует, что достижение первой космической скорости при использовании одноступенчатых ракет на современном этапе развития техники невозможно: на каждый дополнительный килограмм топлива требуется увеличить массу конструкции для его хранения, которая в случае одноступенчатой ракеты не отделяется, а следовательно, затрудняет разгон ракеты. Из вышесказанного очевидно, что необходимо отделять те части ракеты-носителя (РН), которые уже выполнили свои функции. В процессе штатного полета РН от нее отделяются различные элементы: головной обтекатель, хвостовой отсек, соединительный отсек, ступени — отделяющиеся части (ОЧ).

При полете ОЧ РН подвержены различным возмущающим факторам, поэтому возникает расхождение реальных координат точки падения ОЧ и предварительно рассчитанных, которые соответствуют номинальной траектории. В случае многократных типовых пусков получается множество точек падения ОЧ, которые и образуют эллипс рассеивания. Иными словами, существует некоторая территория, где приземление ОЧ наиболее вероятно. В зависимости от площади этой области выделяют территории — районы падения (РП). Территории, высвобождаемые под РП, регламентируются постановлениями Правительства Российской Федерации [2, 3]. При пусках РН на этих участках проводятся

мероприятия по обеспечению безопасности населения, утилизации упавших частей конструкции и мониторингу экологического состояния природной среды. Очевидно, что эти территории не должны использоваться в хозяйственной деятельности людей и пересекаться с природоохранными зонами. Расположение РП определяет азимуты пуска и массу выводимой полезной нагрузки (ПН). Изменение характеристик эллипсов рассеивания (уменьшение площади или смещение центра рассеивания) приведет к снижению затрат на эксплуатацию РП.

Форма и размеры эллипса рассеивания зависят от типа и параметров возмущающих факторов, действующих на ОЧ РН в процессе ее всего полета. Среди этих факторов можно выделить факторы, преобладающие на определенном участке полета, причем для активного и пассивного участков траектории (АУТ и ПУТ соответственно) они будут различаться. На АУТ, т. е. до отделения ОЧ от РН, на нее действуют погрешности в отработке программы тангажа, погрешности в знании формы и аэродинамических характеристик (АДХ) РН, возмущения термодинамических параметров атмосферы, влияющие на движение РН, учитывается влияние ветра на движение РН, погрешности в работе двигательной установки (ДУ), нештатное отделение элементов конструкции от РН. Если принять во внимание высокую точность приборов РН [4], то парирование отклонений приводит к тому, что отличие параметров траектории от их номинальных значений является минимальным. На ПУТ наибольшее влияние на движение ОЧ оказывают следующие возмущения: отклонения начальных условий ПУТ, возникающих в результате накопления ошибки на АУТ или при погрешностях при разделении ОЧ и РН, отклонение значений плотности атмосферы и зональной и меридиональной составляющих скорости ветра от расчетных.

По мере снижения ОЧ значение плотности увеличивается на порядки, что ведет к возрастанию скоростного напора и  $M_z^\alpha$  — производной аэродинамического момента по углу атаки  $\alpha$ . В результате получается, что атмосфера оказывает стабилизирующее действие на ОЧ. При расчете координат точки падения ОЧ необходимо учитывать, что во время полета характер движения ОЧ может измениться: например, вращательное движение может перейти в колебательное с ограниченной амплитудой [5]. При ее увеличении колебания угла атаки  $\alpha$  затухают и переходят в колебания с малой амплитудой в окрестности устойчивого балансировочного угла атаки [6]. При вращательном движении ОЧ можно усреднить значение подъемной силы за период и пренебречь им в силу малости. Соответственно, небольшие различия в значениях начальных параметров углового положения тела или начальной угловой скорости мало повлияют на характер траектории. В случае стабилизации ОЧ этого сделать нельзя: ввиду случайной ориентации вектора подъемной силы в плоскости, перпендикулярной вектору скорости, области рассеивания приобретают кольцевую форму, а их размеры зависят от аэродинамического качества ОЧ [7].

Очевидно, что чем больше математическая модель будет соответствовать реальному движению ОЧ, тем точнее можно определить место падения. В частности, учет сезонности и географии РП в большей степени уточняет область ве-

роятного падения легких ОЧ (головной обтекатель, хвостовой отсек и соединительный отсек) по сравнению с тяжелыми ОЧ (первых ступеней, боковых блоков) [8]. Для более точного определения места ОЧ падения применяются данные оперативного зондирования атмосферы в РП ОЧ РН, которые могут быть уточнены по методике, изложенной в [9]. Эта методика позволяет прогнозировать район падения непосредственно перед запуском РН или уже после него, поскольку данные зондирования атмосферы должны быть как можно более актуальными для соответствующего пуска. Следовательно, она применима, например, для сужения района поиска ОЧ РН, но не изменяет характеристики эллипса рассеивания для данной ОЧ и соответственно не уменьшает площадь РП, которую необходимо выделить. В связи с этим можно рассмотреть подходы, которые позволят сократить площадь эллипса рассеивания ОЧ.

Среди рассмотренных методов снижения площадей РП можно выделить следующие: уничтожение крупных элементов конструкции ОЧ путем сжигания, подбор программы управления РН, дополнение конструкции аэродинамическими или газодинамическими органами управления и реализация пассивной стабилизации.

Рассмотрим отдельные методы сужения районов поиска и РП ОЧ РН.

Уничтожение крупных элементов конструкции ОЧ путем сжигания. В результате горения специальных пиротехнических составов, размещенных на ОЧ, достигается температура, необходимая для горения материала непосредственно ОЧ. Методы, объединенные в данную группу, различаются не только по химическому составу смесей, который определяет физико-химические условия горения, но и по способу размещения пиротехнических составов на ОЧ: в частности, для ОЧ, имеющих сотовую структуру (например, створки головных обтекателей), можно рассмотреть вариант с размещением пиротехнического состава непосредственно в сотах [10].

Газовыделение в процессе горения пиротехнического состава негативно сказывается на качестве процесса горения ОЧ из-за дополнительного газодинамического воздействия, приводящего к отделению крупных фрагментов от ОЧ, а также из-за уноса части выделяемой энергии газом или мелкими частями материала ОЧ [11]. В [12] показана возможность сгорания в «безгазовом» режиме (однако в данной статье приведены данные для атмосферного давления воздуха и диффузного притока кислорода). В патенте [13] также предложен способ уменьшить негативное воздействие газовыделения, но газы, выделяющиеся при горении, направляют в полые каналы заполнителя (выполненного в виде гофрированной или стержневой конструкции).

Подобные методы позволяют в идеальном случае минимизировать части, приземляющиеся в отведенные РП и по массе, и по габаритам. Однако при возможном неравномерном сгорании конструкции оставшиеся части могут повести себя непредсказуемо, вплоть до возможного приземления за пределами РП. Подобные случайные процессы могут вызвать трудности при точном определении места падения неравномерно сгоревших крупных частей ОЧ. В патенте [14],

наряду с предложением в патенте [15] делить элементы конструкции ОЧ на более простые элементы, предложено размещать пиротехнические составы по ОЧ таким образом, чтобы ОЧ сгорала за требуемое время. Кроме того, для таких габаритных ОЧ, как ступени РН, потребуется значительная масса вещества для полного сгорания ступени, поэтому данная группа методов больше подходит для головного обтекателя, хвостового отсека и других элементов, обладающих большими несущими способностями, но в то же время масса пиротехнической смеси, достаточная для обеспечения полного сгорания ОЧ, должна быть минимальна. Еще одним фактором, на который необходимо обратить внимание, является обеспечение взрывобезопасности данной смеси во время АУТ.

**Подбор программы управления.** Изменение программы угла тангажа лежит в основе следующего похода. Поскольку воздействие возмущающих факторов приведет к изменению положения эллипса рассеивания, то для того, чтобы обеспечить попадание ОЧ в заданный РП, необходимо изменить начальные условия ПУТ. При этом могут изменяться не только положение эллипса рассеивания, но и его размеры. Существует некоторая область  $\Lambda_{pn}$  в пространстве фазовых координат, которой принадлежат начальные условия ПУТ, обеспечивающие попадание в заданный РП.

Для определения параметров этой области, имеющей форму  $n$ -мерного эллипсоида, (математического ожидания и ковариационной матрицы вектора случайных отклонений параметров движения) в [16] приведен алгоритм расчета, исходными данными для которого являются математическое ожидание и ковариационная матрица характеристик ОЧ, оценки параметров атмосферы и ветра, характеристики оптимальной (в данном случае подразумевается при отсутствии возмущений) области разброса начальных параметров движения ОЧ  $\Lambda_0$ , обусловленной работой СУ РН на активном участке траектории, а также параметры, характеризующие район земной поверхности, в который должна упасть ОЧ. Параметры области  $\Omega_{pn}$  определяются из условия минимального отдаления от области  $\Omega_0$ , что обеспечит незначительное снижение качества решения целевой задачи РН. В [17] для решения поставленной задачи предложено использовать варьирование параметров программы угла тангажа.

Изменение программы угла тангажа для обеспечения падения ОЧ в требуемую область подразумевает отклонение траектории от оптимальной (в данном случае подразумевается при отсутствии возмущений), что может привести к уменьшению массы полезной нагрузки.

В работе [18] представлен метод уменьшения размеров РП путем членения конструкции на примере центрального блока РН семейства «Союз» (рис. 1). За счет изменения краевого условия по дальности: средняя арифметическая дальность падения частей ОЧ должна совпадать с заданной линейной дальности падения ОЧ. В результате в работе [18] получены программы угла тангажа РН, позволяющие увеличить массу выводимой полезной нагрузки, а также программы, с помощью которых можно уменьшить разброс частей при заданной массе полезной нагрузки.

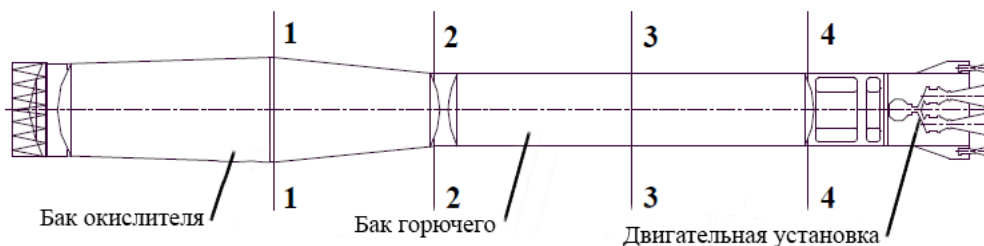


Рис. 1. Схема членения центрального блока РН семейства «Союз» [18]

К членению конструкции следует подходить с осторожностью: получившиеся после разделения части могут обладать большой несущей способностью, что может негативно сказаться на характеристиках эллипса рассеивания.

**Дополнение конструкции органами управления.** Еще одним методом сокращения площади и количества РП ОЧ РН является метод, предложенный в [19]. Невыработанные остатки топлива газифицируются (что позволяет избежать воздействия жидкого топлива на угловое движение ОЧ), после чего могут быть использованы для совершения маневров ОЧ. Применение управляемого спуска может не только уменьшить площадь эллипса рассеивания, но и увеличить количество наклонений целевой орбиты [20].

Увеличение массы ОЧ из-за наличия дополнительных рулевых двигателей и запасов топлива также приведет к уменьшению массы полезной нагрузки. Это же произойдет и при наличии аэродинамических рулей.

Также существует метод уменьшения площади эллипса рассеивания, возникшего в результате ветрового воздействия, путем воздействия управляющего момента, препятствующего действию стабилизирующего момента. Преимущество алгоритма заключается в том, что его применение на начальном участке движения или на тех участках, где скорость движения тела минимальна, более эффективно, чем применение коррекции непосредственно перед приземлением. Кроме того, предлагается парировать воздействие стабилизирующего момента лишь при малых значениях траекторного угла атаки, поскольку при больших значениях отклонения углового положения ракеты от номинальных, возникает потребность в статической устойчивости.

Кроме того, в данном подходе можно выделить группу методов, к которым можно отнести и реализацию мягкой посадки. Они позволяют приземлить ОЧ с минимальными повреждениями и использовать ее при последующих пусках. В настоящее время существует множество различных способов, находящихся на различных этапах проработки: от теоретической идеи (технического предложения или эскизного проекта) до практической реализации (серийного производства). Одним из наиболее известных примеров является посадка первой ступени РН Falcon 9 и Falcon Heavy на морскую площадку или космодром. После отделения от РН ОЧ ориентируется так, чтобы двигатели были направлены вперед. В процессе посадки используются 3 импульса, а также на всей траектории снижения работают решетчатые стабилизаторы [21]. Также данная компания пла-

нирует повторно использовать головные обтекатели, для мягкой посадки которых использовались управляемые парашюты и двигатели, а посадка осуществляется на сеть морского судна [22]. На РН New Shepard, выводящей капсулу для суборбитального полета, мягкая посадка осуществляется при помощи парашютов и маршевого двигателя, включающегося непосредственно перед посадкой [23]. Также на РН «Россиянка» планируется наличие многоразовой первой ступени, возвращение которой осуществляется по баллистической траектории путем включения штатных двигателей. Еще одним примером реализации мягкой посадки является многоразовый ускоритель «Байкал». Отличие от вышеописанных методов заключается в том, что данный ускоритель оснащен крылом, которое во время выведения расположено вдоль корпуса многоразового ускорителя, а после отделения ускорителя оно занимает рабочее положение, которое соответствует нормальной аэродинамической схеме, а посадка происходит на полосу аэродрома с введением шасси [24].

Для данной группы методов можно отметить уменьшение массы полезной нагрузки за счет наличия систем, обеспечивающих мягкую посадку ОЧ, и дополнительных запасов топлива для ее реализации. При большом количестве пусков и достаточной оптимизации затрат повторное использование отработанных ОЧ может привести к такой же или большей эффективности, чем без использования каких-либо дополнительных систем.

Для данной группы методов характерно отсутствие значительных площадей РП, а также не требуется проводить длительные и затратные операции по поиску ОЧ при штатной реализации данных методов.

**Реализация пассивной стабилизации.** Если разгонные блоки (РБ) первой ступени соединены параллельно (как на РН семейства «Союз»), то для сокращения площади их РП может быть использован способ, описанный в патенте [25] (рис. 2). РБ оснащаются гибкой тросовой механической связью, которая не препятствует отделению РБ от РН, но в то же время не позволяет совершать вращательное движение РБ после отделения. Кроме того, для сохранения целостности конструкции РБ (чтобы не было разрушения конструкции под действием тепловых и аэродинамических нагрузок) применяется парашютная система. В результате благодаря наличию тросовой механической связи РБ при падении не разлетаются далеко относительно друг друга, в то же время из-за наличия парашютной системы не происходит фрагментации отдельных РБ. В реферате патента приведены цифры по размерам эллипса рассеивания. В результате использования описанного выше способа его площадь уменьшается, и дальность падения РБ тоже может быть уменьшена посредством варьирования времени ввода парашютной системы.

Введение тросовой системы не дает боковым блокам при пакетной схеме соединения разлететься далеко друг от друга, следовательно, задача поиска ОЧ данного типа будет сводиться к поиску одного, а не нескольких ОЧ. Кроме того, очевидно, что масса данной конструкции будет невелика. Введение парашютной

системы увеличивает влияние атмосферы на движение ОЧ, что должно привести к увеличению площади РП. Кроме того, наличие парашютной системы во время выведения РН на целевую орбиту уменьшает массу полезной нагрузки. Однако парашютная система обеспечивает достаточно мягкое приземление, а также предотвратит возникновение больших значений перегрузок, способных нарушить целостность конструкции.

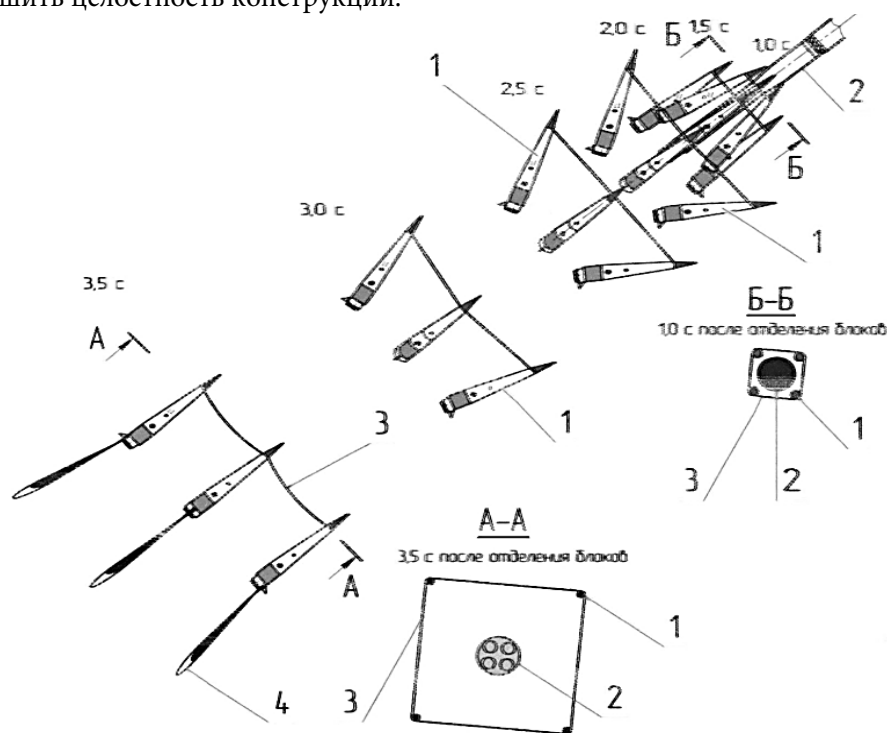


Рис. 2. Взаимные положения РБ первой и второй ступени РН семейства «Союз» при их разделении с временным интервалом 0,5 с [25]:

1 — боковой блок; 2 — РН; 3 — тросовая связь; 4 — парашют

В работе [26] исследуется возможность пассивной стабилизации головных обтекателей путем усложнения его поверхности добавлением щитков и протоков. При полете головной обтекатель стабилизируется на некотором балансировочном угле атаки, возникает подъемная сила, а как указывалось выше, ее наличие приводит к значительной площади эллипса рассеивания. По этой причине в работе [26] предложено изменить балансировочный угол атаки таким образом, чтобы аэродинамическое качество на данном угле было бы минимальным.

**Выводы.** Показано, что на сегодняшний день существует большое разнообразие методов сокращения площади РП. После рассмотрения каждого метода можно выделить их достоинства и недостатки.

1. Метод сжигания конструкции больше подходит для элементов, обладающих большой подъемной силой, которая и вносит наибольший вклад в размеры РП. Однако необходимо точно вычислять массу смеси, необходимую для сжига-

ния конструкции, время поджигания этой смеси для полного уничтожения ОЧ, а также обеспечить безопасность. Кроме того, данный метод не позволяет использовать материал, из которого сделана ОЧ, во вторичной переработке.

2. Изменение программы угла тангажа РН для обеспечения падения ОЧ в требуемую область подразумевает отклонение траектории от оптимальной, что приведет к уменьшению массы полезной нагрузки.

3. Наличие рулевых двигателей у ОЧ подразумевает, что должны оставаться запасы топлива, достаточные для совершения маневра. Увеличение массы ОЧ за счет наличия дополнительных рулевых двигателей и запасов топлива также привело к уменьшению массы полезной нагрузки. Это же происходит и при наличии аэродинамических рулей. Однако, использование аэродинамических рулей или дополнительных рулевых двигателей кажется наиболее эффективным решением задачи снижения площади районов падения с точки зрения точного попадания в заданную область.

4. Рассмотренные методы по стабилизации полета не предполагают значительных потерь по массе полезной нагрузки. В то же время они сокращают площадь эллипса рассеивания, но не так значительно, как, например, в случае реализации мягкой посадки.

## Литература

- [1] Левантовский В.И. Механика космического полета в элементарном изложении. М., Наука, 1980.
- [2] Постановление Правительства РФ от 31.05.1995 г., № 536 «О порядке и условиях эпизодического использования районов падения отделяющихся частей ракет».
- [3] Постановление Правительства РФ от 24.03.1998 г., № 350 «О внесении изменений и дополнений в постановление Правительства Российской Федерации от 31 мая 1995 г., № 536».
- [4] Поляков П.П. Управление отделяемыми частями ракет-носителей с целью сокращения районов падения. *Лесной вестник*, 2015, № 3, с. 90–94.
- [5] Кузмак Г.Е. Динамика неуправляемого движения летательных аппаратов при входе в атмосферу. М., Наука, 1970.
- [6] Голиков А.А., Демешкина В.В., Леутин А.П. и др. Особенности неуправляемого движения в атмосфере отделяемых частей космических ракет-носителей. *Доклады академии наук*, 2010, т. 435, № 4, с. 470–474.
- [7] Филатьев А.С., Голиков А.А., Петроковский С.А. Новые топологические структуры областей рассеивания неуправляемых тел в атмосфере. *XI Всерос. съезд по фундаментальным пробл. теорет. и прикл. механики*. Казань, КФУ, 2015, 3911–3913.
- [8] Елисейкин С.А., Подрезов В.А., Полуаршинов А.М. и др. Проблемные вопросы расчета районов падения отделяющихся частей ракет-носителей. *Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского*, 2016, № 655, с. 107–113.
- [9] Арсеньев В.Н., Булекбаев Д.А. Метод уточнения модельных значений параметров атмосферы для прогнозирования районов падения отделяемых частей ракет-носителей. *Известия высших учебных заведений. Приборостроение*, 2014, № 1, с. 5–10.



- [10] Трушляков В.И., Давыдович Д.Ю. Разработка методических подходов к задаче сжигания головных обтекателей ракет при их спуске в плотных слоях атмосферы. *Динамика систем, механизмов и машин*, 2016, № 1, с. 43–48.
- [11] Мельников В.Э. Современная пиротехника. М., Наука, 2014.
- [12] Зарко В.Е., Корчагин М.А., Кискин А.Б. и др. Предварительная оценка возможности использования механоактивированных пиротехнических составов для сжигания композиционных материалов. *Динамика систем, механизмов и машин*, 2016, № 2, с. 252–257.
- [13] Трушляков В.И., Лемперт Д.Б., Моногаров К.А. и др. Способ минимизации зон отчуждения для отделяемых частей ракет-носителей. Патент РФ 2692207. Заявл. 13.08.2018, опубл. 21.06.2019.
- [14] Трушляков В.И., Моногаров К.А., Лемперт Д.Б. и др. Способ минимизации зон отчуждения отделяемых частей ракеты-носителя. Патент РФ 2672683. Заявл. 27.11.2017, опубл. 19.11.2018.
- [15] Владимиров А.В., Ганзен Н.Г., Рослов А.В. и др. Способ минимизации зон отчуждения для отделяемых частей многоступенчатой ракеты-носителя. Патент РФ 2464526. Заявл. 30.03.2011, опубл. 20.10.2012.
- [16] Арсеньев В.Н., Фадеев А.С., Казаков Р.Р. Обеспечение падения отработавших частей ракеты-носителя в заданные районы при пусках с новых стартовых площадок. *Труды МАИ*, 2012, № 58. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=33415&eng=N>
- [17] Аверкиев Н.Ф., Булекбаев Д.А. Метод поиска оптимальной программы движения ракет-носителей для минимизации площади рассеивания отделяемых частей. *Известия высших учебных заведений. Приборостроение*, 2013, № 7, с. 10–12.
- [18] Титов Б.А., Рычков С.А. Уменьшение размеров районов падения отработавших блоков ракеты-носителя типа «Союз» при преднамеренном членении их конструкции. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2007, № 1, с. 90–97.
- [19] Трушляков В.И., Ситников Д.В. Разработка методики расчета аэродинамического маневра отделяющейся части ступени ракеты космического назначения по изменению точки падения. *Динамика систем, механизмов машин*, 2014, № 2, с. 262–269.
- [20] Трушляков В.И., Куденцов В.Ю. Выведение ракет космического назначения с реализацией управляемого спуска отделяющихся частей в заданные районы падения. *Омский научный вестник*, 2011, № 1(97), с. 92–95.
- [21] РН «Falcon 9». *aboutspacejournal.net: веб-сайт*. URL: <https://aboutspacejournal.net/%D1%80%D0%BD-falcon-9/> (дата обращения: 07.10.2019).
- [22] SpaceX повторно использует головной обтекатель Falcon Heavy. *nplus1.ru: веб-сайт*. URL: <https://nplus1.ru/news/2019/04/12/first-fairing-reuse> (дата обращения: 07.10.2019).
- [23] Blue origin makes historic rocket landing. *blueorigin.com: веб-сайт*. URL: <https://www.blueorigin.com/news/blue-origin-makes-historic-rocket-landing> (дата обращения: 07.10.2019).
- [24] «Байкал» стартует и возвращается. *aviapanorama.narod.ru: веб-сайт*. URL: [http://www.aviapanorama.narod.ru/journal/2001\\_4/baykal.htm](http://www.aviapanorama.narod.ru/journal/2001_4/baykal.htm) (дата обращения: 20.01.2020).
- [25] Чижухин В.Н., Мехоношин Ю.Г. Способ уменьшения районов падения отработанных ракетных блоков первой ступени ракетносителя при их параллельном соединении. Патент РФ 2572014. Заявл. 28.05.2014, опубл. 27.12.2015.

- [26] Луценко А.Ю., Назарова Д.К., Слободянюк Д.М. Расчет аэродинамических характеристик и параметров обтекания створки головного обтекателя ракеты-носителя в пакете ANSYS CFX. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, № 5. DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-5-1766>

**Хухрина Ольга Игоревна** — студентка кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

**Научный руководитель** — Илюхин Степан Николаевич, старший преподаватель кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

**Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:**

Хухрина О.И. Обзор существующих методов уменьшения площади районов падения. *Политехнический молодежный журнал*, 2020, № 03(44). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2020-03-588>

## A REVIEW OF EXISTING METHODS FOR REDUCING THE IMPACT AREA

O.I. Khukhrina

khukhrinaoi@student.bmstu.ru

SPIN-code: 9974-6278

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

---

### Abstract

The paper provides a review of scientific papers on reducing the impact area and the systematization of currently existing methods for solving this problem. Reducing the impact area is an important and urgent task, since it will reduce the operation costs. Currently, there are many works describing how to reduce the impact area. For a better assessment of the proposed methods, the main perturbing factors affecting the dispersion ellipse area of the separating part are considered. The advantages and disadvantages of the considered methods are highlighted.

### Keywords

Impact area, disturbing factors, decrease in the impact area, separating parts of launch vehicles, method of burning the separating parts, changing the pitch angle program of the launch vehicle, complementing the design of the separating part by controls, passive stabilization

Received 18.02.2020

© Bauman Moscow State Technical University, 2020

---

### References

- [1] Levantovskiy V.I. Mekhanika kosmicheskogo poleta v elementarnom izlozhenii [Space flight mechanics in elementary representation]. Moscow, Nauka Publ., 1980 (in Russ.).
- [2] Postanovlenie Pravitel'stva RF ot 31.05.1995 g., № 536 "O poryadke i usloviyakh epizodicheskogo ispol'zovaniya rayonov padeniya otdelyayushchikhsya chastey rake" [RF Government Regulation of 31.05.1995 no. 536 "On order and conditions of episodic usage of drop zones for rocket separating parts"] (in Russ.).
- [3] Postanovlenie Pravitel'stva RF ot 24.03.1998 g., № 350 "O vnesenii izmeneniy i dopolneniy v postanovlenie Pravitel'stva Rossiyskoy Federatsii ot 31 maya 1995 g., № 536" [RF Government Regulation of 24.03.1998 no. 350 "On amending RF Government Regulation of 31.05.1995 no. 536"] (in Russ.).
- [4] Polyakov P.P. Management separating parts of carrier rockets to reduce impact area. *Lesnoy vestnik* [Forestry Bulletin], 2015, no. 3, pp. 90–94 (in Russ.).
- [5] Kuzmak G.E. Dinamika neupravlyаемого dvizheniya letatel'nykh apparatov pri vkhode v atmosferu [Uncontrolled motion dynamics of aircraft entering atmosphere]. Moscow, Nauka Publ., 1970 (in Russ.).
- [6] Golikov A.A., Demeshkina V.V., Leutin A.P., et al. Peculiarities of unguided reentry of space transportation system parts. *Doklady akademii nauk*, 2010, vol. 435, no. 4, pp. 470–474 (in Russ.). (Eng. version: Dokl. Phys., 2010, vol. 55, no. 12, pp. 597–601. DOI: <https://doi.org/10.1134/S1028335810120037>)
- [7] Filat'yev A.S., Golikov A.A., Petrokovskiy S.A. [New topology structure of dispersion area of uncontrolled objects in atmosphere]. *XI Vseros. s'ezd po fundamental'nim probl. teoret. i prikl. Mekhaniki* [XI Russ. Cong. on Fundamental Problems of Theory and Practice of Applied Mechanics]. Kazan', KFU Publ., 2015, 3911–3913 (in Russ.).
- [8] Eliseykin S.A., Podrezov V.A., Poluarshinov A.M., et al. Problem issues of calculating fall areas of launch vehicle separable modules. *Trudy Voенno-kosmicheskoy akademii imeni A.F. Mozhayskogo* [Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy], 2016, no. 655, pp. 107–113 (in Russ.).

- 
- [9] Arsen'yev V.N., Bulekbaev D.A. Method for refinement of atmospheric model parameters in area forecast of carrier rocket separating parts fall. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Priborostroenie* [Journal of Instrument Engineering], 2014, no. 1, pp. 5–10 (in Russ.).
- [10] Trushlyakov V.I., Davydovich D.Yu. Developing methodology for problem of nose cones combustion at the lowering in dense atmosphere]. *Dinamika sistem, mekhanizmov i mashin* [Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines], 2016, no. 1, pp. 43–48 (in Russ.).
- [11] Mel'nikov V.E. *Sovremennaya pirotekhnika*. Moscow, Nauka Publ., 2014 (in Russ.).
- [12] Zarko V.E., Korchagin M.A., Kiskin A.B., et al. Preliminary assessment of using possibility of mechanoactivated pyrotechnic compositions for composites combustion. *Dinamika sistem, mekhanizmov i mashin* [Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines], 2016, no. 2, pp. 252–257 (in Russ.).
- [13] Trushlyakov V.I., Lempert D.B., Monogarov K.A., et al. Sposob minimizatsii zon otchuzhdeniya dlya otdelyaemykh chastey raket-nositeley [Methods for minimization of buffer area for launcher separated parts]. Patent RU 2692207. Appl. 13.08.2018, publ. 21.06.2019 (in Russ.).
- [14] Trushlyakov V.I., Monogarov K.A., Lempert D.B., et al. Sposob minimizatsii zon otchuzhdeniya otdelyaemykh chastey rakety-nositelya [Methods for minimization of buffer area for launcher separated parts]. Patent RU 2672683. Appl. 27.11.2017, publ. 19.11.2018 (in Russ.).
- [15] Vladimirov A.V., Ganzen N.G., Roslov A.V., et al. Sposob minimizatsii zon otchuzhdeniya dlya otdelyaemykh chastey mnogostupenchatoy rakety-nositelya [Methods for minimization of buffer area for multistage launcher separated parts]. Patent RU 2464526. Appl. 30.03.2011, publ. 20.10.2012 (in Russ.).
- [16] Arsen'yev V.N., Fadeev A.S., Kazakov R.R. On providing the launch vehicle separated elements falling into assigned ground area during the launches from the new launch pads. *Trudy MAI*, 2012, no. 58. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=33415&eng=N> (in Russ.).
- [17] Averkiev N.F., Bulekbaev D.A. Search method for optimal program of launcher movement to minimize jettisonable elements scattering area. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Priborostroenie* [Journal of Instrument Engineering], 2013, no. 7, pp. 10–12 (in Russ.).
- [18] Titov B.A., Rychkov S.A. Decreasing the area of fall of "Soyuz" – type carrier rocket's used blocks with their structure deliberately divided into parts. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*, 2007, no. 1, pp. 90–97 (in Russ.).
- [19] Trushlyakov V.I., Sitnikov D.V. The design procedure of the aerodynamic maneuver of the carrier rocket separating part for the fall location changing. *Dinamika sistem, mekhanizmov i mashin* [Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines], 2014, no. 2, pp. 262–269 (in Russ.).
- [20] Trushlyakov V.I., Kudentsov V.Yu. Launching space rockets and control of separated parts landing in target areas. *Omskiy nauchnyy vestnik* [Omsk Scientific Bulletin], 2011, no. 1(97), pp. 92–95 (in Russ.).
- [21] RN "Falcon 9" ["Falcon-9" launcher]. *aboutspacejournal.net: website* (in Russ.). URL: <https://aboutspacejournal.net/%D1%80%D0%BD-falcon-9/> (accessed: 07.10.2019).
- [22] SpaceX povtorno ispol'zuet golovnoy obtekatel' Falcon Heavy [SpaceX uses Falcon Heavy nose cone for the second time]. *nplus1.ru: website* (in Russ.). URL: <https://nplus1.ru/news/2019/04/12/first-fairing-reuse> (accessed: 07.10.2019).
- [23] Blue origin makes historic rocket landing. *blueorigin.com: website*. URL: <https://www.blueorigin.com/news/blue-origin-makes-historic-rocket-landing> (accessed: 07.10.2019).

- [24] “Baykal” startuet i vozvrashchaetsya [“Baykal starts and returns”]. *aviapanorama.narod.ru: website* (in Russ.). URL: [http://www.aviapanorama.narod.ru/journal/2001\\_4/baykal.htm](http://www.aviapanorama.narod.ru/journal/2001_4/baykal.htm) (accessed: 20.01.2020).
- [25] Chizhukhin V.N., Mekhonoshin Yu.G. Sposob umen'sheniya rayonov padeniya otrabotannykh raketnykh blokov pervoy stupeni raketonositelya pri ikh parallel'nom soedinenii [Method for decreasing drop area of launcher separated parts of the first stage at their parallel connection]. Patent RU 2572014. Appl. 28.05.2014, publ. 27.12.2015 (in Russ.).
- [26] Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K., Slobodyanyuk D.M. Computation of aerodynamic characteristics and parameters of flow around the launch vehicle nose fairing half in the ANSYS CFX package. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2018, no. 5. DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-5-1766> (in Russ.).

**Khukhrina O.I.** — Student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

**Scientific advisor** — Ilyukhin S.N., Assis. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

**Please cite this article in English as:**

Khukhrina O.I. A review of existing methods for reducing the impact area. *Politekhnicheskiy molodezhnyy zhurnal* [Politechnical student journal], 2020, no. 03(44). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2020-03-588.html> (in Russ.).