

«Протон-К»

Ракета-носитель «Протон-К» относится к тяжелому классу. Она разработана под руководством В.Н.Челомея на базе двухступенчатого носителя УР-500. В состав «Протона» входят ускорители I, II и III ступеней и головной блок (космическая головная часть).

Ускорители всех ступеней соединены последовательно (схема тандем). Разделение ускорителей первой и второй ступеней производится по горячей схеме, а ускорителей второй и третьей - по полугорячей.

На ускорителях всех ступеней установлены высокоэффективные маршевые ракетные двигатели с высоким давлением в камере и турбонасосной системой подачи, выполненные по схеме с дожиганием генераторного газа. Они разработаны под руководством В.П.Глушко (ЖРД I ступени) и С.А.Косберга (ЖРД II и III ступеней). Все двигатели питаются высококипящими компонентами ракетного топлива - азотным тетроксидом (окислитель) и несимметричным диметилгидразином (горючее).

Управление носителем на участке полета первой ступени осуществляется путем отклонения маршевых двигателей, закрепленных в шарнирном подвесе. Аналогично "Протон-К" управляется и на участке полета второй ступени. Управление третьей ступенью производится с помощью специального четырехкамерного рулевого двигателя.

Ракета-носитель "Протон-К" оснащена автономной инерциальной системой управления, обеспечивающей высокую точность выведения различных полезных грузов на заданные орбиты. Она разработана под руководством Н.А.Пилюгина. Приборы системы управления размещаются в приборном отсеке, который расположен на ускорителе третьей ступени.

Ускоритель первой ступени РН «Протон-К» состоит из центрального блока и шести боковых блоков, симметрично расположенных вокруг центрального. Между боковыми блоками, в зоне хвостовых отсеков, установлены обтекатели, предназначенные для уменьшения воздействия набегающего воздушного потока на двигатели при их отклонении.

Центральный блок имеет цилиндрическую форму. Он включает в себя переходный отсек, бак окислителя и хвостовой отсек. Кабельная сеть и трубопроводы пневмогидравлической системы проложены по борту центрального блока и закрыты тремя гаргротами.

Переходный отсек состоит из фермы и проставки. Ферма соединяет ускорители первой и второй ступеней, а также обеспечивает свободный выход газов при запуске двигателей второй ступени. Ферма образована стальным шпангоутом швеллерного сечения и крестовинами, закрепленными на нем болтами. Крестовины двутаврового сечения, отштампованы из алюминиевого сплава В95. Шпангоут и крестовины имеют теплозащитное покрытие. Проставка клепаной конструкции, включает два шпангоута и обшивку. Верхний шпангоут проставки служит опорной поверхностью при транспортировке центрального блока.

Бак окислителя несущей конструкции, сварной, выполнен из алюминиевого сплава АМг-6. Бак состоит из гладкой цилиндрической обечайки, усиленной шпангоутами, и двух сферических днищ. Внутри бака окислителя смонтированы 12 продольных демпфирующих перегородок, а также датчики уровней системы синхронного опорожнения баков (СОБ) и системы контроля заправки (СКЗ). К верхнему днищу крепится кольцевой распылитель газов наддува и дренажно-предохранительный клапан. Снаружи днище закрыто теплозащитным экраном. На нижнем днище имеется шесть фланцев для расходных трубопроводов.

Хвостовой отсек центрального блока конической формы, клепаной конструкции, выполнен из сплава В95. Каркас отсека образуют шпангоуты, стрингеры из пресованных профилей и 12 продольных штампованных лонжеронов, воспринимающих тягу двигателей и нагрузки от стартовых опор. Стрингеры и лонжероны расположены по наружной поверхности корпуса. Лонжероны попарно соединены плитами, в каждой из которых имеются отверстия под дренажные и заправочные горловины. На торцах плит размещены шесть стальных стартовых опор для установки и крепления ракеты на пусковом устройстве. Внутри отсека расположена трубчатая ферма, предназначенная для крепления расходных трубопроводов и кольцевого коллектора системы наддува, к которому от каждого двигателя поступает разбавленный окислителем "мятый" турбогаз. Торцевая часть хвостового отсека закрыта экраном, предохраняющим расположенные в отсеке арматуру и коммуникации от теплового воздействия при работе двигателей. В центре торца хвостового отсека смонтирован автостык, через который осуществляется автоматическая подстыковка заправочных коммуникаций всех трех ступеней, а также пневмо- и электроразъемов. При старте РН после расстыковки соединений ходом ракеты автостык закрывается специальными крышками.

Боковые блоки ускорителя первой ступени по конструкции одинаковы. Каждый из них состоит из переднего отсека, бака горючего и хвостового отсека, в котором закреплен двигатель.

Передний отсек бокового блока клепаной конструкции, имеет коническую форму и служит аэродинамическим обтекателем бокового блока. Снаружи он покрыт теплозащитным материалом. Для доступа к размещенному в отсеке оборудованию имеются люки, и верхняя часть отсека сделана съемной.

Бак горючего сварной конструкции, изготовлен из сплава АМг-6. Он состоит из гладкой цилиндрической обечайки секционного типа, усиленной шпангоутами, и двух сферических днищ. Внутри бака установлены датчики СОБ и СКЗ, а также четыре продольные демпфирующие перегородки.

Хвостовой отсек бокового блока клепаной конструкции. Корпус отсека образуют шпангоуты, стрингерный набор из пресованных профилей, две штампованные плиты из алюминиевого сплава АК4, служащие базой для двух стальных траверс крепления двигателя, и обшивка из листов Д16-Т. Отсек закрыт

теплозащитным экраном, предохраняющим коммуникации и агрегаты двигателя от нагрева при его работе.

Крепление боковых блоков к центральному блоку осуществляется в пяти поясах. Два нижних пояса имеют неподвижное соединение, остальные - подвижное. Нижние пояса осуществляют передачу усилий тяги двигателя и веса бокового блока к хвостовому отсеку центрального блока. Остальные пояса имеют соединение типа "шип-паз", допускающее продольное перемещение, и тяги, фиксирующие боковой блок в радиальном направлении. Они воспринимают усилия, возникающие в боковом направлении. Два таких пояса крепят баки горючего к баку окислителя, а третий соединяет верхнюю часть переднего отсека бокового блока с верхним шпангоутом бака окислителя.

Двигательная установка первой ступени состоит из шести автономных маршевых ЖРД РД-253. Он разработан в ОКБ-456 (ныне НПО "Энергомаш" имени В.П.Глушко) под руководством академика В.П.Глушко. Каждый ЖРД установлен на двух траверсах хвостового отсека бокового блока. Для управления вектором тяги двигатель с помощью гидропривода может отклоняться на угол до 7 градусов 30 минут. Для этого он с помощью специальных цапф в районе критического сечения камеры закреплен в подшипниках траверс.

Ускоритель второй ступени РН "Протон-К" имеет цилиндрическую форму. Он состоит из переходного, топливного и хвостового отсеков.

Переходный отсек клепаной конструкции соединяет ускорители второй и третьей ступеней. Корпус отсека образуют шпангоуты, стрингерный набор из прессованных профилей и обшивка. В верхней части отсека имеются четыре канала для отвода газов при запуске рулевого двигателя третьей ступени. В нижней части отсека установлены шесть тормозных пороховых двигателей, закрытых обтекателями.

Топливный отсек ускорителя представляет собой единый блок баков окислителя и горючего. Для уменьшения длины отсека баки имеют общее промежуточное днище. Обечайка бака окислителя гладкая, сварена из трех секций. Обечайка бака горючего состоит из четырех секций вафельной конструкции, изготовленных механическим фрезерованием. Все днища сферические, приварены к обечайкам встык через торцевые шпангоуты.

В верхней части бака окислителя установлена горизонтальная демфирующая перегородка. Внутри бака горючего проходит расходный магистральный трубопровод окислителя, который приварен к промежуточному днищу непосредственно, а к нижнему днищу бака горючего через сильфонный компенсатор. Внутри баков установлены датчики уровней СОБ и СКЗ, укрепленные с помощью расчалок.

Заправка бака горючего производится из магистрали, общей для заправки баков горючего всех ступеней; бака окислителя - из магистрали, общей для заправки баков окислителя ускорителей второй и третьей ступеней. Все трубопроводы выведены в хвостовой отсек центрального блока первой ступени.

Хвостовой отсек второй ступени включает в себя корпус (юбку), силовой конус и защитный экран. Юбка состыкована из двух частей - верхней и нижней. Верхняя часть клепаной конструкции, состоит из стрингерного набора, шпангоутов и обшивки. Нижняя часть представляет собой ферму, аналогичную по конструкции ферме переходного отсека ускорителя первой ступени, но без кольцевого шпангоута. Крестовины нижней части юбки соединяются со шпангоутом фермы первой ступени разрывными болтами и центрирующими штырями. Силовой конус клепаной конструкции, служит для крепления двигательной фермы и передачи усилия тяги маршевых ЖРД к топливному отсеку. Он состоит из обшивки, шпангоутов и стрингеров. Стрингеры размещены с внешней стороны обшивки. Защитный экран расположен на торце отсека и обеспечивает необходимый температурный режим внутри отсека.

Двигательная установка второй ступени состоит из четырех однотипных автономных маршевых ЖРД: трех РД-0210 и одного РД-0211. ЖРД разработаны в КБХА под руководством С.А.Косберга.

На двигателе РД-0211, в отличие от РД-0210, установлены агрегаты наддува баков аналогичные агрегатам двигателя первой ступени (РД-253) - газогенератор наддува бака горючего и смеситель наддува бака окислителя. Все ЖРД с помощью цапф закреплены в ферме таким образом, что допускают отклонение любого из них на углы до 3 градусов 15 минут с помощью гидравлических приводов.

Ускоритель третьей ступени РН "Протон-К" имеет цилиндрическую форму и состоит из приборного, топливного и хвостового отсеков.

Приборный отсек клепаной конструкции имеет обшивку, подкрепленную шпангоутами и стрингерами. На шпангоутах закреплены блоки системы управления и прицеливания. Для доступа к приборам в корпусе отсека имеются люки.

Хвостовой отсек также клепаной конструкции служит для размещения четырехкамерного рулевого двигателя и крепления четырех тормозных пороховых двигателей. Корпус отсека состоит из обшивки, двух стыковочных шпангоутов и стрингерного набора. К хвостовому отсеку с помощью разрывных болтов и центрирующих штырей пристыковывается ускоритель второй ступени.

Топливный отсек ускорителя имеет конструкцию, подобную блоку баков ускорителя второй ступени. Разница заключается в том, что в этом топливном отсеке бак окислителя не имеет обечайки: он образован средним и верхним днищами, соединенными сваркой по шпангоутам, что придает ему чечевицеобразную форму. Обечайка бака горючего сварена из двух секций вафельной конструкции. Нижнее днище имеет коническую форму и воспринимает усилие тяги закрепленного на нем маршевого ЖРД. В верхней части бака окислителя установлена горизонтальная демфирующая перегородка. Внутри бака горючего проходит наклонно установленный расходный магистральный трубопровод окислителя. Кроме того, в баках

смонтированы датчики уровней СОБ и СКЗ, укрепленные с помощью расчалок.

Двигательная установка РД-0212 третьей ступени состоит из маршевого ЖРД РД-0213 и четырехкамерного рулевого ЖРД РД-0214. Маршевый двигатель РД-0213 по устройству и работе аналогичен двигателю второй ступени РД-0210 и является его модификацией - на нем с целью размещения элементов рулевого двигателя изменена компоновка подводящих магистралей и ряда агрегатов.

Рулевой двигатель РД-0214 разработан в КБХА под руководством С.А.Косберга и А.Д.Конопатова. Двигатель выполнен по схеме без дожигания с насосной системой подачи топлива на базе одного ТНА, приводимого во вращение двумя турбинами, работающими на различных (окислительном и восстановительном) газах. Выхлопные газы после турбин используются для наддува баков ускорителя. Камеры ЖРД максимально разнесены по диаметру ступени и подвешены шарнирно на цапфах. Для управления полетом ступени камеры могут отклоняться с помощью электроприводов на углы до 45 градусов.

Выведение полезных грузов РН "Протон-К" осуществляется в трехступенчатом или четырехступенчатом вариантах. В трехступенчатом варианте в состав космической головной части (КГЧ) входят полезный груз и головной аэродинамический обтекатель. Полезный груз (ПГ) устанавливается на верхний шпангоут приборного отсека ускорителя третьей ступени посредством проставки, стыкуемой болтами и центрирующими штырями. Отделение ПГ осуществляется по его стыку с проставкой при срабатывании разрывных болтов. Торможение третьей ступени производится специальными РДТГ.

В четырехступенчатом варианте в состав космической головной части входит также разгонный блок (РБ), выступающий в качестве четвертой ступени. В настоящее время на "Протоне-К" используется разгонный блок "ДМ" и его модификации. РБ размещается в специальной цилиндрической проставке. Крепление этой проставки к третьей ступени осуществляется через короткую коническую проставку, которая остается на ступени при отделении КГЧ. На верхнем торце цилиндрической проставки устанавливается головной обтекатель (ГО). В настоящее время для запуска коммерческих спутников с помощью ракеты-носителя "Протон-К" используется стандартный ГО, впервые опробованный в полете при запуске КА ASTRA-1F в апреле 1996 года. Сброс ГО осуществляется в начальный период работы ускорителя третьей ступени. Цилиндрическая проставка сбрасывается после отделения КГЧ.

Для стыковки КА с разгонным блоком "ДМ" в рамках стандартных пусковых услуг предоставляются стандартные адаптеры для интерфейсов диаметром 1194 мм и 1666 мм. Эти адаптеры были использованы при выведении КА ASTRA-1F (1666 мм) и INMARSAT-3 (1194 мм). А для одновременного выведения в одном пуске сразу семи КА IRIDIUM был разработан и изготовлен специальный диспенсер, который обеспечил не только размещение всех спутников, но и их одновременное отделение.

Технология подготовки к пуску

Доставка ракеты-носителя на космодром осуществляется железнодорожным транспортом поблочно.

В монтажно - испытательном корпусе (МИКе) площадки 92 каждый блок проверяется автономно, после чего производится сборка ракеты-носителя.

Оригинальностью отличается сборка первой ступени. Она выполняется в специальном стапеле "револьверного" типа, что существенно снижает трудозатраты и повышает надежность сборки.

Полностью собранное изделие подвергается комплексным испытаниям, после чего дается заключение о готовности его к стыковке с космической головной частью (КГЧ).

Следует заметить, что топливные баки перед сборкой ракеты наддуваются и остаются постоянно наддутыми на всех этапах подготовки к пуску. Это делается с целью повышения жесткости конструкции собранного изделия в наземных условиях, когда действующие на ракету нагрузки сильно отличаются от полетных. Такой подход позволяет значительно снизить массу несущих элементов корпуса и повысить массовую эффективность ракеты-носителя в целом.

Механическая и электрическая стыковка заправленного космического аппарата с адаптером и разгонным блоком "ДМ" (четвертой ступенью ракеты-носителя) выполняется в зале общей сборки сооружения 40 площадки 31. Эта же операция может осуществляться в сооружении 1 площадки 254 (в зале для подготовки орбитального корабля "Буран").

При необходимости стыковка осуществляется в вертикальном положении. Для стыковки с КА разгонный блок "ДМ" устанавливается вертикально на поддерживающем кольце, опирающемся на поворотное основание. Вокруг поворотного основания имеются фермы обслуживания с выдвигаемыми площадками, обеспечивающими доступ к КА.

Головной обтекатель (ГО) устанавливается после перевода разгонного блока с КА в горизонтальное положение. Одна створка ГО подводится на ложементах снизу, а вторая пристыковывается сверху с помощью мостового крана.

Полностью собранная космическая головная часть (КГЧ) перегружается на железнодорожный транспортер и отправляется на заправочную станцию, где осуществляется ее заправка высококипящими компонентами топлива. После этого транспортер следует в МИК площадки 92.

В МИКе выполняется механическая стыковка КГЧ с ракетой-носителем и подключение необходимых электрических цепей. При необходимости на головной обтекатель устанавливается специальный теплоизолирующий чехол. Далее полностью собранная ракета укладывается на установщик и готовится к отправке на стартовую позицию.

Ракета-носитель с КГЧ, закрепленная на установщике, транспортируется на стартовую позицию, где осуществляется перевод ракеты в вертикальное положение и установка ее на стартовое устройство. При этом электро-, пневмо- и заправочные коммуникации подсоединяются к нижнему торцу первой ступени ракеты.

В течение всех транспортировок температурный режим КА может быть обеспечен с помощью передвижной системы кондиционирования, смонтированной в железнодорожном вагоне.

КА связывается с кабельной линией пристартового бункера через транзитный кабель, проложенный в гаргроте РН. Если необходимо, к КА через разъемы головного обтекателя и кабельную систему башни обслуживания могут быть подведены дополнительные электрические цепи. Они должны быть отключены за 2 часа до пуска.

Доступ к КА осуществляется с площадок башни обслуживания через люки головного обтекателя. Эти люки должны быть также закрыты за 2 часа до пуска.

Во время установки РН на пусковое устройство в течение 4-х часов система кондиционирования должна быть отключена от КГЧ. После подвода к РН башни обслуживания работа системы кондиционирования возобновляется.

Предпусковые операции начинаются с генеральных испытаний и подготовки ракеты-носителя к пуску. Одновременно проводятся электрические испытания КА. При этом постоянно осуществляется кондиционирование воздуха в КГЧ и зарядка химических батарей.

Линии управления системой кондиционирования воздуха связаны с КА и панелями управления в пультовой комнате. Циркулирующий воздух регулирует в соответствии с программой, определенной Заказчиком, потоки тепла, идущие снаружи и от аппаратуры КА. Система кондиционирования воздуха должна быть отключена за 2 часа до пуска.

Подготовка КА к пуску может продолжаться 1 день. Затем проводятся общие испытания КА с РН. На основе результатов этих испытаний делается вывод о готовности его к полету.

Наземные разъемы от КА должны быть отстыкованы в промежуток от 2 часов до 30 минут перед пуском. Подзарядка бортовых химических батарей заканчивается за 2 часа до него. Обслуживающий персонал должен быть эвакуирован за 2 часа до старта РН. Заказчик, для наблюдения за состоянием КГЧ и обеспечения безопасности, может воспользоваться пристартовыми телевизионной и телеметрической системами.

Представители фирмы "ILS" и разработчики КА совместно со специалистами по РН и стартовому комплексу принимают решение о запуске. Оно должно быть единогласным. Это решение принимается, по крайней мере, за 30 минут до пуска.

За 8 часов до пуска должны быть выполнены следующие операции: · установка начальных состояний в бортовые системы КА;

- подготовка КА к полету;
- подтверждение готовности КА к запуску наличием соответствующих телеметрических данных с его борта.

Схема выведения и полет

При выведении полезного груза (ПГ) на базовую околоземную орбиту порядок работы ракеты-носителя "Протон-К" следующий.

За 1.6 с до главной команды на пуск РН маршевые ЖРД первой ступени запускаются на режим предварительной тяги (10% от номинала). Ступенчатый запуск дает возможность убедиться, что все шесть двигателей работают нормально и можно давать команду на пуск. По главной команде осуществляется увеличение тяги и, как только тяга превысит вес ракеты, происходит отрыв ее от стартового устройства.

На 10 секунде полета РН начинается маневр по ориентации ее на требуемый азимут полета и далее осуществляется программный разворот по тангажу.

Отделение первой ступени происходит по горячей схеме при работающих маршевых ЖРД второй ступени. Такая схема разделения уменьшает до минимума гравитационные потери скорости, обеспечивает надежный запуск двигателей второй ступени и не требует установки тормозных РДТТ на первой ступени.

Головной обтекатель может сбрасываться на 183 или 344 секунде полета в зависимости от ограничений, накладываемых на тепловое состояние КА.

Отделение второй ступени осуществляется по полугорячей схеме при работающих четырех камерах рулевого ЖРД третьей ступени. Рулевой двигатель запускается при работающих ЖРД второй ступени, чем достигается высокая надежность запуска. Их работа, в свою очередь, обеспечивает надежность запуска маршевого ЖРД третьей ступени. Торможение второй ступени после отделения происходит за счет работы шести тормозных РДТТ.

Перед отделением ПГ сначала выключается маршевый ЖРД третьей ступени и рулевой двигатель осуществляет плавное доведение конечной скорости до расчетного значения. После отделения ПГ третья ступень тормозится четырьмя РДТТ.

После отделения от ракеты-носителя "Протон-К" разгонный блок "ДМ" совершает 15-ти минутный маневр по ориентации своей продольной оси для совершения первого включения маршевого ЖРД. По окончании маневра блок "ДМ" входит в режим стабилизированного полета.

Через 25 минут после маневра ориентации блок "ДМ" совершает 180-ти градусный поворот вокруг оси вращения для компенсации гироскопического дрейфа. Этот поворот помогает также поддерживать тепловое состояние КА.

40 минут спустя начинают работать двигатели системы обеспечения запуска (СОЗ), создавая перегрузку для усадки топлива в баках. Затем запускается маршевый ЖРД, обеспечивая переход на эллиптическую орбиту с апогеем на геостационарной высоте и наклоном 48 градусов. Продолжительность работы маршевого ЖРД составляет примерно 450 с. После его останова блок "ДМ" совершает маневр по ориентации своей продольной оси для второго включения.

Затем блок "ДМ" входит в режим стабилизированного полета к апогейной точке переходной орбиты в течении 5 часов 15 минут. Через 2.5 часа этого полета блок совершает очередной 180-ти градусный поворот вокруг оси вращения.

При достижении апогея переходной орбиты осуществляется включение двигателей СОЗ и второй запуск маршевого ЖРД, который работает в течение 230 с, обеспечивая выход на круговую геостационарную орбиту с наклоном 0 градусов. Через 14.8 с после выключения маршевого ЖРД происходит отделение блока "ДМ" от КА.

Порядок работы РН «Протон-К»

Событие	Время,с
Запуск ЖРД 1 ступени на предварительный режим	-1.6
Главная команда	0
Отрыв от стартового устройства	+0.57
Запуск ЖРД 2 ступени	122
Отделение 1 ступени	126.7
Запуск рулевого ЖРД 3 ступени	330
Выключение ЖРД 2 ступени	332.7
Отделение 2 ступени	335.1
Запуск маршевого ЖРД 3 ступени	335.8
Сброс головного обтекателя (2вариант)	344.2
Выключение маршевого ЖРД 3 ступени	567.1
Выключение рулевого ЖРД 3 ступени	577.1
Отделение 3 ступени	588
Сброс цилиндрического переходника блока "ДМ"	637
Первый запуск двигателей СОЗ	5437
Первое включение маршевого ЖРД	5732
Выключение двигателей СОЗ	5737
Второй запуск двигателей СОЗ	24800
Второе включение маршевого ЖРД	25105
Выключение двигателей СОЗ	25110
Отделение блока "ДМ" от космического аппарата	25345

«Протон-М»

Модернизированная ракета «Протон-М» будет иметь большую преимуществом с надежным «Протон-К». Более 77% деталей, агрегатов и систем РН будут взяты от «Протога-К» неизменными, 18% агрегатов и систем будут модифицированы и их характеристики улучшены, и только 5% - будут новыми.

Применение в составе РН «Протон-М» увеличенных головных обтекателей, в том числе диаметром 5м, позволит более чем вдвое увеличить объем для размещения полезного груза и конкурировать с зарубежными носителями (в частности с РН «Ариан-5»). Увеличенный объем головного обтекателя позволит также использовать на новом носителе ряд перспективных разгонных блоков.

Главная задача модернизации состоит в замене системы управления (СУ). Она была создана еще в

60-е годы, устарела и морально и по элементной базе. Кроме того, производство этой системы было налажено за пределами России.

На модернизированном носителе «Протон-М» установлена новая совершенная система управления на основе бортового цифрового вычислительного комплекса (БЦВК). Основные элементы этой системы прошли летные испытания на других носителях и успешно эксплуатируются. Новая система управления «Протона-М» сразу позволит решить ряд очень актуальных задач:

- улучшит использование бортового запаса топлива за счет его более полной выработки, что повысит энергетические характеристики РН и уменьшит или даже исключит остатки вредных компонентов;
- обеспечит пространственный маневр на активном участке полета, что расширит диапазон возможных наклонений опорных орбит;
- упростит состав бортовых электронных систем в связи с передачей вычислительных операций систем опорожнения баков и безопасности носителя на ЦБВК;
- позволит реализовать в полете ограничения по параметру «произведение скоростного напора на угол тангажа (рысканья)», что даст возможность без существенного изменения прочности конструкции РН установить головные обтекатели больших размеров;
- обеспечит оперативный ввод или изменение полетного задания;
- улучшит массовые характеристики РН.

Кроме того, на РН будет решена задача резкого сокращения размеров полей, отводимых для падения отработавших первых ступеней РН.

Эта задача очень актуальна, так как поля падения первой ступени находятся в Республике Казахстан и арендуются Россией. Сокращение размеров полей падения будет осуществляться путем управляемого спуска ускорителя первой ступени на площадку ограниченных размеров.

Уменьшение размеров полей падения, помимо снижения арендной платы, позволит облегчить задачи по поиску и утилизации остатков первой ступени. Кроме того, она будет падать на землю практически «чистой» - циклограмма работы ЖРД первой ступени «Протона-М» будет обеспечивать полную выработку компонентов из ее баков. Таким образом, существенно улучшатся экологические показатели нового российского носителя.

Кроме того, применение в составе ракеты-носителя «Протон-М» разгонного блока «Бриз-М» на компонентах топлива азотный тетраоксид и несимметричный диметилгидразин позволяет увеличить массу полезной нагрузки, выводимой на геостационарную орбиту до 3,0–3,3 тонны.