

УДК 629.785

Анализ тенденций развития отечественных и зарубежных ракет-носителей сверхтяжелого класса

Хуснетдинов И.Р.

*Центральный научно-исследовательский институт машиностроения,
ЦНИИмаш, Пионерская, 4, Королёв, Московская область, 141070, Россия
e-mail: ildar.husnetdinov@yandex.ru*

Аннотация

В ближайших планах России и ведущих космических зарубежных держав создание космического ракетного комплекса сверхтяжелого класса, предназначенного для подготовки, пуска и доставки на околоземные орбиты сверхтяжелых полезных нагрузок в обеспечение задач полетов автоматических космических аппаратов и научных станций для исследования дальнего космоса и небесных тел Солнечной системы, а также в целях реализации пилотируемых программ изучения и освоения Луны, включая строительство и обслуживание лунной базы, и международных миссий, связанных с изучением Марса.

Ключевые слова: сверхтяжелый класс, SLS, SpaceX, NASA, анализ мировых тенденций.

Введение

В задачи государственной политики РФ входит создание до 2030 года ракеты-носителя сверхтяжелого класса грузоподъемностью 80-85 тонн в целях осуществления запусков космических средств нового поколения на высокие околоземные орбиты, а также к Луне; разработка научно-технического задела в

целях создания ракеты-носителя для осуществления пилотируемого полета на Марс (грузоподъемностью до 130-180 тонн и межпланетные буксиры с мощными энергодвигательными установками).

Результаты разработок США, России, ESA, Китая по РН сверхтяжелого класса показывают, что перспективные проекты РН (ракет-носителей) сверхтяжелого класса конструктивно реализуются на схемах РН «Энергия» и МТКС (многоразовой транспортной космической системы) «Space Shuttle».

На основе задела, полученного при создании РН СТК (сверхтяжелого класса) «Энергия», рассматриваются варианты ракеты-носителя сверхтяжелого класса на базе кислородно-керосиновых блоков с центральной кислородно-водородной ступенью. Применение на второй ступени высокоэффективного топлива – жидкий кислород и жидкий водород может обеспечить высокие совокупные энергетические возможности РН. Например, модификация РН «Энергия» - РН «Вулкан» (стартовая масса 4747 т), используя восемь боковых блоков и центральный блок «Энергии» в качестве последней ступени, должна была выводить до 175 тонн на низкую околоземную орбиту.

Так же рассматривается вариант РН сверхтяжелого класса на основе РН «Зенит-3SL» с применением кислородно-керосинового ЖРД (жидкостный ракетный двигатель) на I ступени. Создание ракеты-носителя сверхтяжелого класса предполагается путем увеличения боковых блоков и использованием центрального кислородно-водородного блока [1].

Ракеты-носители тяжелого и сверхтяжелого классов в США

Основной целью Агентства NASA является полет на Марс, планируемый к 2030 году. Для экспедиции к Марсу потребуются несколько запусков новой сверхтяжелой ракеты, поэтому Агентство NASA сосредоточилось на разработке РН «SLS» (Space Launch System), переложив создание ракет легкого и среднего класса на частные компании. По расчетам Агентства NASA, если коммерческие компании решат задачи доставки грузов и экипажей на низкие орбиты, то оно сможет сосредоточить все финансовые и технические ресурсы на создании РН «SLS» и КК (космических кораблей) «Орион»/«MPCV» к 2017 году. Вероятно, использование наработанных технологий позволит провести соответствующие работы за такой короткий срок. Новая сверхтяжелая РН «SLS» может использоваться также для выведения на геостационарную орбиту крупных объектов, например, спутников связи нового поколения [2,3,4,5].

Проект нового сверхтяжелого носителя, в рамках программы «SLS», и его облик должен быть основан на максимально полном заимствовании готовых элементов свернутой программы МТКС «Space Shuttle». В концепции развития программы «SLS» предусмотрено разрабатывать ракеты-носители поэтапно с последовательным наращиванием массы полезного груза от 70 т до 130 т на низкую околоземную орбиту.

Рассматриваются три варианта ракет-носителей «SLS»:

- первого этапа (Block I) – грузоподъемностью 70 т на низкую околоземную орбиту;

- второго этапа (Block IA) - грузоподъемностью 105 т на низкую околоземную орбиту;
- третьего этапа (Block II) - грузоподъемностью 130 т на низкую околоземную орбиту.

Первый вариант состоит из центральной ступени (созданной с учетом опыта разработки «Space Shuttle» и РН «Ares»), и двух пятисегментных стартовых твердотопливных ускорителей. Предполагается, что РН «SLS Block I» будет создана только для первых двух пусков семейства РН. Первый пуск РН «SLS Block I» с беспилотным облетом луны КК «MPCV» запланирован на конец 2017 года. Второй пуск «SLS Block I» запланирован на 2021 год с пилотируемым облетом Луны.

Ракета-носитель «SLS Block I», по данным NASA, будет достигать 97 метров, стартовая масса ракеты-носителя «SLS Block I» – 2497 т, выводимая масса полезного груза на низкую околоземную орбиту ~ 70 т. Центральный блок ракеты-носителя «SLS Block I» в высоту достигает 61 м при диаметре 8,38 м. Разработчиком блока является компания «Boeing». На центральном блоке устанавливаются 4 двигателя RS-25, разработки «Pratt & Whitney Rocketdyne», компоненты топлива - водород и кислород. В качестве ТТУ (твердотопливных ускорителей) будут использованы два пяти сегментных твердотопливных ускорителя созданных на основе 4-х сегментных твердотопливных ускорителей МТКС «Space Shuttle».

Также на РН «SLS Block I» в качестве верхней ступени будет применена промежуточная криогенная ступень (ICPS (Interim Cryo Propulsion Stage)) на основе верхней кислородно-водородной ступени ракеты-носителя «Delta-4» разработки компании «Boeing», с максимальным диаметром 5 м. На ступени установлен ЖРД

«RL-10B-2»_с возможностью повторного включения [6,7,8].

Для повышения выводимой массы полезного груза, разрабатываются модификации ракеты-носителя «SLS» - «SLS Block IA» и «SLS Block II».

Ракета-носитель «SLS Block IA» разрабатывается в грузовом и пилотируемом варианте и сможет выводить массу полезного груза на низкую околоземную орбиту на уровне 105 т. РН «SLS Block IA» будет использовать новые стартовые ускорители, также планируется использовать их на РН «SLS Block II». На данный момент рассматриваются как жидкостные, так и твердотопливные ускорители. В качестве верхней ступени ракеты-носителя «SLS Block IA» будет использоваться новая ступень на компонентах топлива водород и кислород диаметром 8,38 м.

Верхняя ступень для ракеты-носителя «SLS Block II» создается компанией «Boeing», при разработке верхней ступени заложена возможность использования технологической и производственной базы центральной ступени, при этом материалы и диаметр ступени совпадают с центральным блоком. Все это должно привести к уменьшению стоимости и времени создания ракет-носителей «SLS». На верхней ступени установлены два двигателя «J-2X» разработки компанией «Pratt&Whitney Rocketdyne». Двигатель «J-2X» имеет высокие энергетические характеристики. Двигатель разработан и сертифицирован для пилотируемых программ.

J-2X - первый кислородно-водородный двигатель для пилотируемых полетов, разработанный за последние сорок лет. Его делает фирма «Pratt&Whitney Rocketdyne» по заказу Центра Маршалла, который отвечает за разработку носителя в целом. Им будет оснащаться верхняя ступень космической

пусковой системы SLS второго и третьего этапов.

Завершение создания новой ракеты-носителя сверхтяжелого класса и проведение ее первого запуска запланировано на 2017 год в 70 тонном варианте, а в 2024 году в 130 тонном варианте.

Особое внимание стоит уделить компании «SpaceX», которая в настоящее время занимает одну из лидирующих позиций по разработкам и коммерческим запускам ракет. «SpaceX» рассматривает перспективные концепции создания семейства РН «Falcon-X» тяжелого класса и ракет «Falcon-XX» сверхтяжелого класса, которые предлагает использовать в качестве основных транспортных космических систем для полета на Марс.

Кроме ракеты-носителя среднего класса «Falcon-9», компания ведет проработки ракеты-носителя тяжелого класса «Falcon Heavy» и ракеты-носителя сверхтяжелого класса «Falcon X Heavy». Предположительно ракета-носитель тяжелого класса «Falcon Heavy» будет иметь стартовую массу 1400 т, длину 69,2 м, на ней будут устанавливаться усовершенствованные ДУ (двигательные установки) «Merlin-1D» с тягой 66,7 тс. Масса выводимого груза должна составить 53 т на низкую околоземную орбиту.

В настоящее время в составе маршевой ДУ РН «Falcon-9» используется кислородно-керосиновый ЖРД «Merlin 1C» открытой схемы, обеспечивающей тягу на уровне моря 56,7 тс, тягу в вакууме 63 тс, удельный импульс в вакууме 304 с и отношение тяги на уровне моря к массе 92. В этом двигателе используется регенеративное охлаждение сопла и камеры сгорания. Двигатель потребляет 159 кг

топлива в секунду; на охлаждение камеры и сопла идет керосин со скоростью 45,4 кг/с, при этом поглощается 10 МВт тепловой энергии.

В июле 2012 года прошли огневые испытания нового двигателя «Merlin 1D», который планируется использовать на первой и второй ступени РН «Falcon 9». Длительность испытания составила 185 секунд, а тяга достигала 147000 фунтов (66,7 тс).

«Merlin 1D» может стать самым эффективным двигателем за всю историю. Он имеет упрощенную конструкцию, уменьшенное число компонентов и узлов, повышенную усталостную прочность основных агрегатов и увеличенные тепловые запасы камеры. Ожидается рост надежности при снижении цены единичного двигателя. Также добавлена возможность дросселирования в диапазоне 70-100%. Двигатель облегчен за счет второстепенных элементов и приобрел способность многократного запуска, что важно для многоразовых ракетно-космических систем. Так же, как и предшественник, «Merlin 1D» выполнен по открытой газогенераторной схеме. В качестве горючего выступает керосин, окислителя - жидкий кислород.

Имеются сведения, что в ближайшие несколько лет компания «SpaceX» намерена разработать маршевый ЖРД «Merlin-2» на жидком кислороде и керосине, который может создавать тягу 765 тс на уровне моря и 871,68 тс в вакууме. Это должен быть улучшенный аналог двигателя «F-1» тягой >690тс.

По расчетам, на ракетах «Falcon-X» и «Falcon-XX» можно установить двигатель «Merlin-2». Заявлено, что квалификационные испытания намеченные к установке на усовершенствованных ракетах «Falcon-9 Heavy» двигателей

«Merlin-2», можно провести через три года при финансировании в размере 1 млрд. долл. (до 2013 года в период подготовки полета на Марс в 2025 году).

На первой ступени РН «Falcon-X» намечено установить три двигателя «Merlin-2», при этом высота РН составит 91,4 м при грузоподъемности 38 т. В дальнейшем при создании РН «Falcon-X Heavy», предполагается использовать 9 двигателей «Merlin-2», объединенных в 3 связки. Суммарная тяга этих двигателей может составить примерно 4897,8 т, что позволит доставлять на околоземную орбиту объекты массой 125 т. На ракете «Falcon-XX», соизмеримой по высоте с РН «Сатурн-5», намечается установить шесть двигателей «Merlin-2» в одной связке, что позволит выводить на орбиту груз массой 140 т. Вторую ступень предлагается оснащать работающим на жидком кислороде и водороде двигателем «Raptor» тягой 68 тс или двигателем «J-2X» компании «Pratt&Whitney Rocketdyne». Для сравнения, тяга РН «Сатурн-5» составляла 3401 тс, и она обеспечивала доставку грузов массой до 118 т на низкую околоземную орбиту [9-12].

Ракеты-носители тяжелого и сверхтяжелого классов в Европе

Эксплуатируемая номенклатура средств выведения тяжелого класса ESA составляет 3 ракеты-носителя семейства «Ариан-5» (Ariane-5 GS, Ariane-5ES и Ariane-5ESA), которые обеспечивают запуски различных КА (космически аппаратов) военного, народнохозяйственного и коммерческого назначения на целевые орбиты на целевые орбиты, а также запуски грузового космического корабля ATV на орбиту стыковки с МКС. В данных РН используются экологически чистые высокоэффективные КРТ (компоненты ракетного топлива) O_2+H_2 , в РН «Ariane-5ESA», кроме ГТУ, используются только эти КРТ. Расположение стартовой

площадки в непосредственной близости от экватора значительно увеличивает массу полезной нагрузки при запуске КА на ПГСО (переходные к геостационарной орбиты). Дальнейшее развитие РН ESA идет по двум направлениям: усовершенствования существующих РН («Ariane-5ESB») и разработки перспективных РН нового поколения по программе FLPP («Ariane-6», «NGL – Next Generation of Launcher»).

С начала 1990-х гг. изучались различные компоновки сверхтяжелой РН на базе РН «Ariane-5» - так называемой «лунной» РН. Одна из них (со стартовой массой 1874 т) позволяет выводить ПН (полезную нагрузку) массой до 35 т на отлетную орбиту к Луне. Однако диаметр ступеней (8,2 м), как считают специалисты, создает проблемы на промышленном уровне для транспортной системы и инфраструктуры Космического центра во Французской Гвиане. Стоимость разработки такого РН может составить свыше 8 млрд. евро [13].

Ракеты-носители тяжелого и сверхтяжелого классов в Китае

Китай обладает широкой номенклатурой средств выведения легкого и среднего классов. Ракеты-носители имеют относительно дешевую стоимость пуска и покрывают весь спектр задач по выведению КА военного, народнохозяйственного и коммерческого назначения, а также обеспечения пилотируемой программы Китая и запусков первого космического корабля «Shenzhou». Для повышения массы полезного груза, на верхней ступени используются экологически чистые, высокоэффективные КРТ O_2+H_2 . Вышеуказанные требования китайские инженеры положили в основу проектирования перспективных РН сверхтяжелого класса.

На стадии концептуальной проработки ведутся проекты РН сверхтяжелого класса предназначенной для пилотируемых лунных миссий. На настоящее время имеется информация о двух проектных вариантах. Обе РН на старте развивают тягу порядка 5000 тс.

Первый имеет центральный блок диаметром 9 м, в качестве компонентов топлива используется кислород+керосин (1756 т.). Оснащается четырьмя ЖРД «УФ» – 650 тягой около 650 тс. вокруг центрального блока расположены четыре жидкостных ускорителя диаметром по 3,35 м. Каждый из них имеет по одному ЖРД «УФ» – 650 и заправляется 320 т топлива. Верхняя кислородно-водородная ступень оснащена двумя двигателями «УФ» – 200 тягой по 200 тс каждый и заправляется 500 т топлива. Общая длина РН составляет 98 м. Грузоподъемность этого варианта РН составляет 130 т на низкую околоземную орбиту.

Второй вариант основан на центральном кислородно-водородном блоке диаметром 9 м, который оснащается пятью ЖРД «УФ» – 200 тягой 200 тс., к нему крепятся четыре крупногабаритных ТТУ диаметром 3,5 м. Каждый ТТУ имеет тягу около 1000 тс и снаряжен шашкой смесового топлива массой 575 т. Верхняя криогенная, кислородно-водородная ступень оснащается одним ЖРД «УФ» – 200 и заправлена 200 т топлива. Длина РН составляет 101 м. Грузоподъемность этого варианта РН составляет 133 т на низкую околоземную орбиту. Кроме лунных миссий сверхтяжелые РН могут обеспечить запуск больших зондов к Венере и Марсу, пилотируемую экспедицию на Марс [14,15].

Анализ мировых тенденции развития ракет-носителей сверхтяжелого класса для обеспечения пилотируемых программ.

Анализ мировых тенденций развития РН сверхтяжелого класса идет по двум направлениям:

1) носители, основанные на опыте разработок РН «Энергия-Буран» и «Space Shuttle». Этот опыт предполагает использование твердотопливных и жидкостных ускорителей и кислородно-водородного центрального блока.

Преимущества:

Создание носителей грузоподъемностью от 80-85 тонн до 200 тонн, достигающейся увеличением числа боковых блоков и увеличением заправки ЦБ.

Недостатки:

Высокая стоимость пуска, что может оказаться неприемлемым при полетах к Луне. (~500 млн. \$)

2) Варианты носителей с более дешевыми и безопасными двигателями, что позволяет снизить стоимость пуска при сохранении безопасности и энергетических характеристик. Например, компанией «SpaceX» разработаны РН с грузоподъемностью от 53 до 140 тонн. Аналогичные варианты рассматриваются и в России. Эти варианты носителей предполагают более низкую стоимость выведения.

Библиографический список

1. Сайт Федерального Космического Агентства <http://www.federalspace.ru>, 2012-2013.

2. Кетат В.Б., «О новой РН тяжелого класса», «РКТ» №48, 2010, стр. 4-6, изд. ФГУП ЦНИИмаш.
3. Кетат В.Б., «Планы разработки ракеты-носителя Ares-5», «РКТ» № 5, 2009, стр. 3–5, изд. ФГУП ЦНИИмаш.
4. Кетат В.Б., «О финансировании Агентства NASA», «РКТ» № 47, 2010, стр. 1,2, изд. ФГУП ЦНИИмаш.
5. Дмитриева Т. Б., «Проекты создания ТКС SLS и КК MPCV», «РКТ» № 9, 2011, стр. 6, изд. ФГУП ЦНИИмаш.
6. «Preliminary report regarding NASA’s Space Launch System and Multi-Purpose Crew Vehicle», <http://www.nasa.gov>, January 2011.
7. Дмитриева Т.Б., «Проект бюджета по программе создания ракеты SLS на 2013г.» , «РКТ» № 13, 2012, стр. 4-6, изд. ФГУП ЦНИИмаш.
8. Дмитриева Т.Б., «Проекты новых РН компании SpaceX», «РКТ» № 37, 2010, стр. 3, 4, изд. ФГУП ЦНИИмаш.
9. Официальный сайт NASA <http://www.nasa.gov>, 2012.
10. Дмитриева Т.Б., «О программе SLS», «РКТ» № 6, 2012, стр. 6-9, изд. ФГУП ЦНИИмаш.
11. «Acronyms to Ascent – SLS managers create development milestone roadmap», <http://www.nasaspaceflight.com>, 2012.
12. Официальный сайт фирмы «SpaceX» <http://www.spacex.com>, 2013.
13. Официальный сайт ESA <http://www.esa.int>, 2013г.
14. Чёрный И., «Самый великий поход. В Китае рассматривается сверхтяжелый носитель», «Новости космонавтики» №10, 2011, стр. 49.

15. Мищенко О.А., «КНР. О разработках ракет-носителей», «РКТ» № 17, 2012,
стр. 5,6, изд. ФГУП ЦНИИмаш.