

Ракетные новинки МАКС-2009



СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ

Фото И. Афанасьева

И. Афанасьев, Д. Воронцов.
«Новости космонавтики»

Два года назад международный авиакосмический салон МАКС-2007 представил новинки отечественного ракетостроения¹. За прошедшее время картина существенно изменилась: некоторые разработки продвинулись далеко вперед, другие остались лишь на бумаге. Событиями, оказавшими основное воздействие на направление работ в области российской транспортно-космической инфраструктуры, стали решение о создании космодрома Восточный и проведение конкурса на новый носитель среднего класса повышенной грузоподъемности (РН СКПГ)². Ракета, создаваемая в первую очередь для обеспечения запуска пилотируемого транспортного космического корабля нового поколения (ПТК НП)³ с нового российского космодрома, стала настоящим «гвоздем программы» МАКС-2009.

Носитель нового поколения

На МАКС-2009 впервые демонстрировался макет изделия РН СКПГ «Русь-МП» в грузовом варианте с обтекателем длиной 19 м и диаметром 4.35 м. Головной разработчик носителя – «ЦСКБ-Прогресс» – отвечает также за создание второй ступени; первой ступенью занимается ГРЦ «КБ имени В. П. Макеева». Макет ракеты демонстрировался на

стенде РКК «Энергия» – головного разработчика всего нового пилотируемого ракетно-космического комплекса.

Имена собственные носителя и корабля пока не определены. Между тем работы по средствам выведения ведутся в рамках ОКР «Русь-М», что позволило ряду зарубежных экспертов отождествить это название с ракетой – им оно кажется более звучнее неудобнопроизносимой аббревиатуры. В частности, исходная «пилотируемая» РН была названа «Русь-МП». Для простоты воспользуемся этим подходом и мы.

Как известно, согласно требованиям Роскосмоса на базе исходной РН СКПГ должны быть созданы носители грузоподъемностью до 50 т, а в перспективе и до 100 т. В ходе авиасалона в ряде зарубежных СМИ появилась информация (со ссылкой на источники в «ЦСКБ-Прогресс») о трех модификациях

семейства «Русь-М» – ракете среднего класса «Русь-МС» и двух тяжелых носителях «Русь-МТ». В целом все семейство вполне укладывается в концепцию, которую изложил в мае 2008 г. генеральный директор ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» А. Н. Кирилин⁴. Доступные данные позволяют оценить основные параметры этих ракет (табл. 1), предназначенных для пусков с космодрома Восточный.

Стартовые (СК) и технические (ТК) комплексы – универсальные для всего семейства РН; они являются составными частями космического ракетного комплекса и создаются как объекты нового строительства на космодроме Восточный.

Первые ступени носителей строятся на базе универсального ракетного блока (УРБ) с

кислородно-керосиновым двигателем РД-180 разработки НПО «Энергомаш». Предприятие уже приступило к созданию специальной модификации этого двухкамерного ЖРД; готовность же к полету ожидается к 2014 г.

Уже известная читателям «Русь-МП» имеет на первой ступени «жесткую» связь из трех не разделяющихся в полете УРБ; на второй ступени установлены четыре кислородно-водородных двигателя РД-0146 разработки КБХА.

«Русь-МС», которую можно считать «дублером» ракеты «Союз-У» при запусках с Восточного автоматического КА, состоит из одного УРБ (первая ступень) и блока «И» от носителя «Союз-2.1Б» (вторая ступень).

«Русь-МТ» грузоподъемностью 35 т (условное наименование «Русь-МТ-35») на первой ступени использует связку из пяти УРБ, а в качестве второй – кислородно-водородную ступень (от исходного варианта «Русь-М») с четырьмя двигателями РД-0146. Предположительно ракета предназначена для запуска тяжелых автоматических КА, прежде всего на геопереходную (ГПО) и геостационарную (ГСО) орбиты. Масса выводимого ПГ существенно зависит от уровня стартовой тяги двигателей первой ступени. Необходимость пуска на пониженной тяге диктуется ростом осевых перегрузок при увеличении числа УРБ на первой ступени. Для ограничения перегрузок можно использовать три способа: дросселирование двигателей со старта, дросселирование в полете и переход на трехступенчатую схему.

Последний способ применен в варианте «Русь-МТ-50» и подразумевает дросселирование только центрального УРБ, подобно тому, как это сделано на ракетах «Ангара-3/5» и Delta IV Heavy. При дросселировании РД-180 центрального УРБ до уровня 40% номинала перегрузки не превышают 4.5 единиц. Но за это приходится платить усложнением конструкции за счет введения системы разделения боковых и центрального блоков. В ракете «Русь-МТ-50», предназначенной для

Табл. 1. Характеристики носителей, создаваемых в рамках ОКР «Русь-М»

Условное обозначение/ Параметры	«Русь-МС»*	«Русь-МП» (РН СКПГ)	«Русь-МТ-35»*	«Русь-МТ-50»*
Класс	Средний	Средний, повышенной грузоподъемности	Тяжелый	Тяжелый
Стартовая масса, т	233.0–235.0	673.0	≈1100.0	≈1433.0
Стартовая тяговооруженность	1.68	≈1.36	1.77	1.2–1.36*
Макс. поперечный размер, м	3.8	11.6	11.6	11.6
Длина, м	н/д	61.1	н/д	н/д
Компоненты и рабочие запасы топлива				
1-я ступень	ЖК + керосин (180 т)	ЖК + керосин (540 т)	ЖК + керосин (900 т)	ЖК + керосин (960 т)
2-я ступень	ЖК + керосин (22.5 т)	ЖК + ЖВ (46.5 т)	ЖК + ЖВ (46.5 т)	ЖК + керосин (240 т)
3-я ступень	–	–	–	ЖК + ЖВ (50 т)
Тип и тяга маршевой ДУ				
1-я ступень	1×РД-180 (390/424**)	3×РД-180 (916.5/1016.1)	5×РД-180 (1950/2120)	4×РД-180 (1560/1696)
2-я ступень	1×РД-0124 (–/30)	4×РД-0146 (–/40)	4×РД-0146 (–/40)	1×РД-180 (≈156/170 – при 40% номинала)
3-я ступень	–	–	–	4×РД-0146 (–/40.0)
Масса полезного груза, т				
На орбите Н=200 км, i=51.8°	6.5	≈23.8	33.0–36.0	53.0–54.0
На ГСО	–	4.0 (с КРБ)	7.0–7.5	≈11.5
Относительная масса ПГ, %	≈2.8	≈3.5	≈3.2	≈3.77

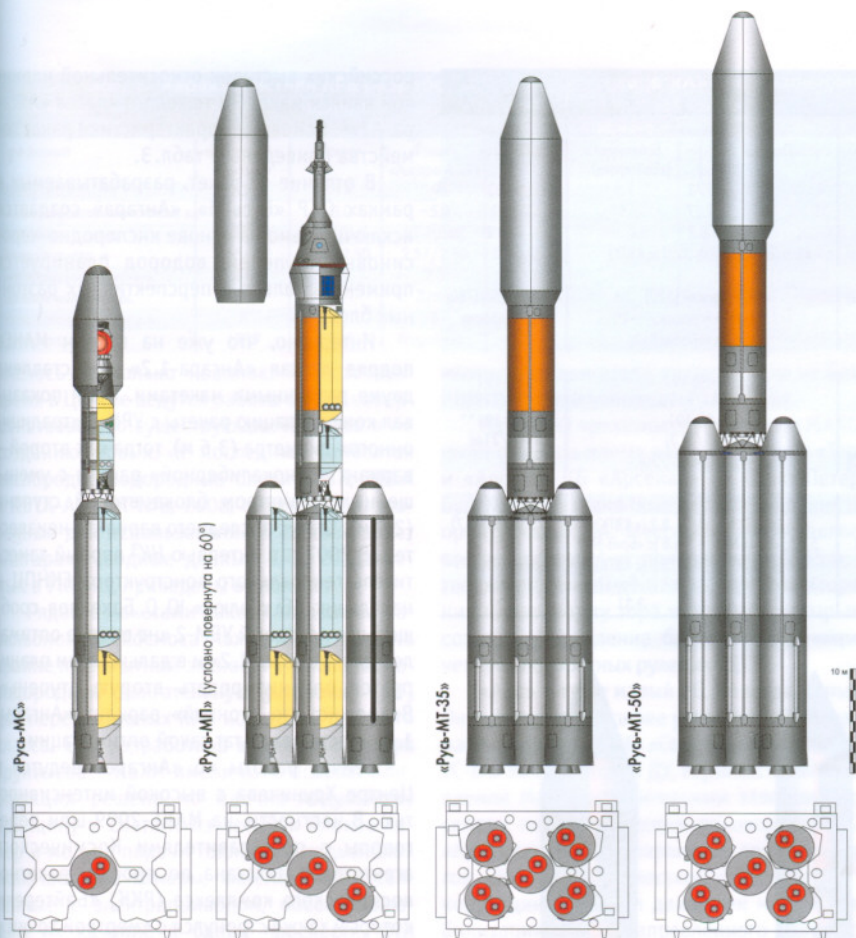
* Оценка авторов. ** Тяга, тс; в числителе – на Земле, в знаменателе – в пустоте.

¹ НК № 11, 2007, с. 52–55.

² НК № 5, 2009, с. 44–45.

³ НК № 9, 2008, с. 8–12.

⁴ НК № 8, 2008, с. 60–63.



▲ Ракеты-носители, разрабатываемые в рамках ОКР «Русь-М»

использования в пилотируемых полетах к Луне и Марсу, применены УРБ и криогенная верхняя ступень с увеличенной заправкой. Интересная особенность семейства – унифицированный стартово-стыковочный блок, аналогичный по назначению и конструкции блоку «Я» сверхтяжелого носителя «Энергия». При унификации посадочных мест УРБ данное решение позволяет эксплуатировать все ракеты семейства «Русь-М» с одного универсального СК.

Новые «Союзы»

Среди других экспонатов «ЦСКБ-Прогресс» были уже известные ракеты «Союз-2-3» и «Союз-1». Последняя предназначена для замены носителей семейств «Циклон» и «Космос-3М» и дублирует РН «Рокот». Проект получил поддержку Роскосмоса и Минобороны Ф, которое частично финансирует разработку. «Перспективой модернизации [РН

«Союз-1» бывший командующий Космическими войсками В.А. Поповкин воодушевился после того, как стал участником стендовых испытаний кузнецовского двигателя. Двигатель прошел прожиг безукоризненно, показал великолепные эксплуатационные характеристики, несмотря на то что пролежал в запасниках многие десятилетия», – заявил Л.Н. Бельский, заместитель генерального директора НПО «Автоматика» (г. Екатеринбург).

«Союз-1» создается на основе ракеты «Союз-2.1Б» путем изъятия боковых блоков, изменения нижней цилиндрической части центрального блока (перевод на диаметр 2.66 м) и введения опор под стрелы «тюльпана» стартового комплекса взамен кронштейнов крепления боковых блоков. Но самое главное – это установка двигателя НК-33, вопрос о восстановлении производства которого сейчас активно обсуждается. В ЖРД

будет применен карданный подвес, созданный в Санкт-Петербургском КБ «Арсенал». Ранее планировалось применять кардан от двигателя РД-0120 с центрального блока «Энергии», а не так давно велись переговоры о возможности применения в «Союзе-1» узла подвеса американской компании Aerojet.

Управление по крену на участке работы первой ступени – с помощью двух блоков неподвижных сопел в верхней части хвостового отсека. Каждый блок состоит из трех сопел – двух тангенциальных и одного продольного. Сопла работают на горячем окислительном газе с постоянным расходом, отбираемом из затурбинного тракта НК-33. При отсутствии возмущений в канале крена газ истекает через продольное сопло, создавая небольшую тягу. При возникновении возмущений газ направляется в одну из пар тангенциальных сопел.

Система управления (СУ) полетом заимствуется с «Союза-2», но ее программное обеспечение и настройки будут модифицированы под новый профиль полета.

Первый пуск «Союза-1» изначально планировался на 2010 год, но по ряду причин был перенесен на I квартал 2011 г. Для сокращения сроков создания ракеты разработчики пошли даже на отказ от некоторых перспективных решений. В частности, в первом пуске будет использована БЦВМ «Малахит-3» вместо «Малахита-7», предлагавшаяся создателем СУ – НПО «Автоматика».

Зарубежные эксперты связывают заинтересованность Минобороны РФ в «Союзе-1» с возможностью подстраховки на случай перебоев с поставкой двигателей для блока «Бриз-КМ» ракеты «Рокот».

▼ В России макет РН «Союз-1» (слева) был впервые представлен на МАКС-2009



Фото И. Ифанскаева

Табл. 2. Характеристики носителей «Союз-1» и «Союз-2-3»

Класс	«Союз-1»		«Союз-2-3»		
	Легкий	Плещец	Байконур	Плещец	Куру
Используемый космодром	Байконур	Плещец	Байконур	Плещец	Куру
Стартовая масса, т	158.0		335.5–340.0		
Стартовая тяговооруженность	1.17		≈1.4–1.5 (в зависимости от режима работы НК-33)		
Максимальный поперечный размер, м	3.0		10.3		
Длина, м	44.0		47.0		
Элементы и рабочие запасы топлива, т					
– 1-я ступень	ЖК + керосин (н/д)		ЖК + керосин (н/д)		
– 2-я ступень	ЖК + керосин (22.5)		ЖК + керосин (н/д)		
– 3-я ступень	-		ЖК + керосин (22.5)		
Тип и тяга маршевой ДУ					
– 1-я ступень	1×НК-33 (185/202.6)*		4×РД-107А (342.4/416)		
– 2-я ступень	1×РД-0124 (-/30)		1×НК-33 (185/202.6)*		
– 3-я ступень	-		1×РД-0124 (-/30)		
Масса ПГ, т					
– На орбите Н=200 км	2.85 (i=51.8°)	2.80 (i=62.8°)	10.0 (i=51.8°)	9.70 (i=62.8°)	10.70 (i=5.3°)
– На ГПО	-	-	2.48	2.10	3.90
Относительная масса ПГ, %	1.8		3.1		

*Тяга, тс; в числителе – на Земле, в знаменателе – в пустоте.