



РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ

■ LAUNCH
VEHICLES



ZENIT-3SL



■ Zenit-3SL integrated launch vehicle delivers spacecraft into medium, high, circular and elliptical near-earth orbits, including geostationary transfer and geostationary orbits, as well as escape trajectories inclined at $\pm 180^\circ$.

Zenit-3SL is launched from an ocean-going launch platform positioned in the Pacific waters. Prelaunch processing is fully automated, which provides an automatic-launch capability from an ocean-going platform using the unmanned launch profile.

The first launch was conducted on March 28, 1999. 36 launches were conducted in all, 33 of them successful.

BASIC SPECIFICATIONS

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Maximum launch mass, tons	473	Максимальная стартовая масса, т
Number of stages	3	Количество ступеней
Dimensions, m		Габариты, м
• length	59,6	• длина
• stages diameter	3,9	• диаметр корпуса
• fairing diameter	4,15	• диаметр обтекателя
Propellants		Компоненты топлива
• oxidizer	жидкий кислород liquid oxygen	• окислитель
• fuel	керосин kerosene	• горючее
Thrust, ton-force		Тяга двигателей, тс
• stage 1 (at ground level/in vacuum)	740 / 806,4	• I ступени (на земле/ в пустоте)
• stage 2 (in vacuum)	101,1	• II ступени (в пустоте)
• stage 3 (in vacuum)	8,1	• III ступени (в пустоте)
Injected payload mass, tons		Масса полезного груза выводимого на орбиты, т
• circular orbit (H=1000 km)	6,1	• круговую (H=1000 км)
• geostationary transfer orbit (H=200 km× 35786 km)	6,1	• геопереходную (H=200 км× 35786 км)
Injection accuracy circular orbit (H _{circ} =1000 km)		Точность выведения на круговую орбиту (H _{кр} =1000 км)
• altitude, km	±25	• по высоте, км
• inclination, deg	±0,06	• по наклонению, град

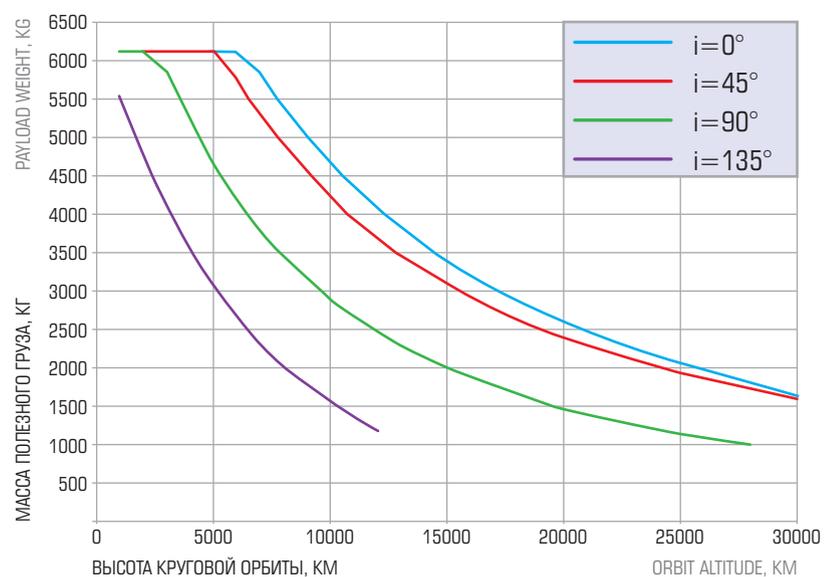
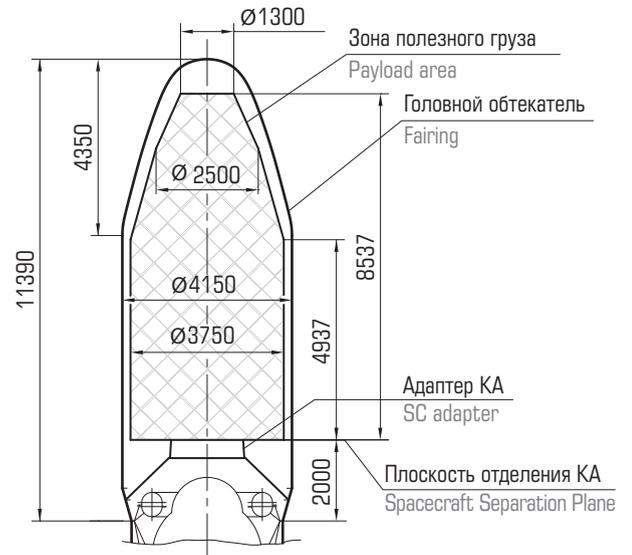
LAUNCH VEHICLES

ZENIT-3SL

■ Ракета-носитель космического назначения (РКН) «Зенит-3SL» предназначена для доставки космических аппаратов на средние и высокие, круговые и эллиптические околоземные орбиты, включая переходные к геостационарной и геостационарную, а также отлетные траектории с наклоном орбиты $\pm 180^\circ$. Пуски РКН осуществляются с плавучей платформы из акватории Тихого океана. Предстартовая подготовка полностью автоматизирована, что обеспечивает возможность запуска РКН с морской стартовой платформы по схеме «безлюдный старт». Первый пуск состоялся 28 марта 1999 г. Всего было осуществлено 36 пусков, из них 33 – успешных.



■ Зона полезного груза Payload unit



■ Энергетические характеристики Payload capability

ZENIT-2SLB



■ Zenit-2SLB integrated launch vehicle delivers spacecraft into low and medium Earth orbits, including sun-synchronous and polar orbits. Zenit-2SLB is derived from Zenit-2 launch vehicle. The first launch was conducted on June 29, 2007. 38 launches were conducted in all, including the original Zenit-2 launches, 33 of them successful. Launches are conducted from Baikonur Cosmodrome (Kazakhstan).

BASIC SPECIFICATIONS

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

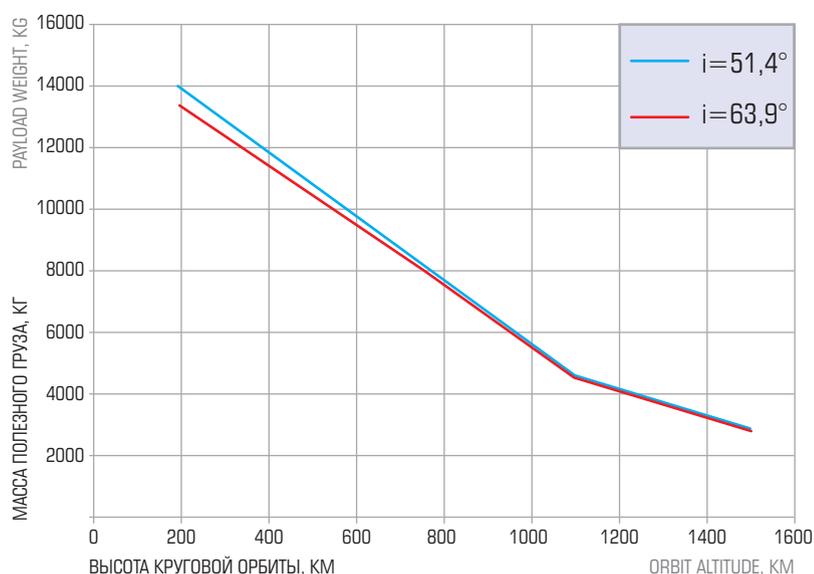
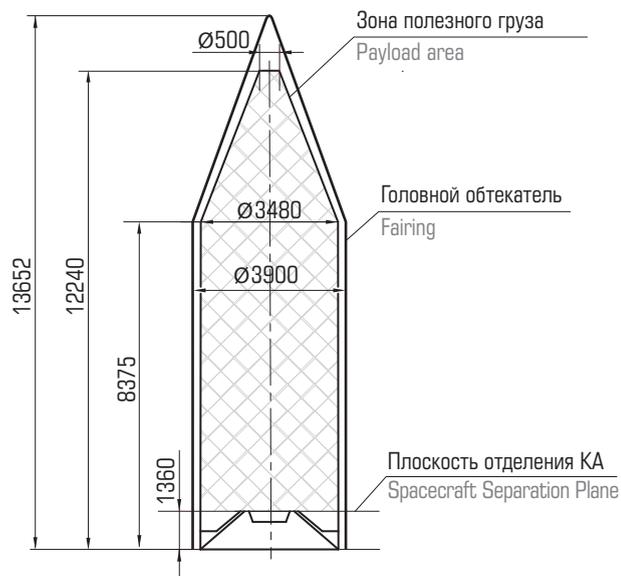
Maximum launch mass, tons	460,6	Максимальная стартовая масса, т
Number of stages	2	Количество ступеней
Dimensions, m		Габариты, м
• length	57,4	• длина
• stages diameter	3,9	• диаметр корпуса
• fairing diameter	3,9	• диаметр обтекателя
Propellants		Компоненты топлива
• oxidizer	жидкий кислород liquid oxygen	• окислитель
• fuel	керосин kerosene	• горючее
Thrust, ton-force		Тяга двигателей, тс
• stage 1 (at ground level/in vacuum)	740 / 806,4	• I ступени (на земле / в пустоте)
• stage 2 (in vacuum)	101,1	• II ступени (в пустоте)
Injected payload mass, tons		Масса полезного груза выводимого на орбиты, т
• circular orbit: (Hcirc=200 km, i=51.4°)	14	• круговую: (Hкр=200 км, i=51,4°)
• sun-synchronous orbit: (Hcirc=700 km, i=98.8°)	6	• солнечно-синхронную: (Hкр=700 км, i=98,8°)
Injection accuracy (Hcirc=1000 km)		Точность выведения на круговую орбиту (Hкр=1000км)
• altitude, km	±8	• по высоте, км
• inclination, deg	±0,04	• по наклонению, град

LAUNCH VEHICLES

ZENIT-2SLB

■ Ракета-носитель космического назначения «Зенит-2SLB» предназначена для доставки космических аппаратов на низкие и средние околоземные орбиты, в том числе на солнечно-синхронные и полярные. РКН «Зенит-2SLB» является преемником РКН «Зенит-2». Первый пуск состоялся 29 июня 2007 г. Всего, с учетом пусков «Зенит-2», было осуществлено 38 пусков, из них 33 – успешных. Пуски РКН осуществляются с космодрома Байконур (Казахстан).

■ Зона полезного груза Payload unit



■ Энергетические характеристики Payload capability

ZENIT-3SLB



■ Zenit-3SLB integrated launch vehicle delivers spacecraft into medium, high, circular and elliptical near-earth orbits, including geostationary transfer and geostationary orbits, as well as escape trajectories.

Zenit-3SLB is a three-stage space rocket derived from Zenit-3SL launch vehicle. The rocket comprises a payload fairing developed by NPO Lavochkin.

The first launch of Zenit-3SLB was conducted on April 28, 2008. Six launches were conducted in all, all successful.

Launches are conducted from Baikonur Cosmodrome (Kazakhstan) under the Land Launch program.

BASIC SPECIFICATIONS

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Maximum launch mass, tons	466,5	Максимальная стартовая масса, т
Number of stages	3	Количество ступеней
Dimensions, m		Габариты, м
• length	58,7	• длина
• stages diameter	3,9	• диаметр корпуса
• fairing diameter	4,1	• диаметр обтекателя
Propellants		Компоненты топлива
• oxidizer	жидкий кислород liquid oxygen	• окислитель
• fuel	керосин kerosene	• горючее
Thrust, ton-force		Тяга двигателей, тс
• stage 1 (at ground level/in vacuum)	740 / 806,4	• I ступени (на земле / в пустоте)
• stage 2 (in vacuum)	101,1	• II ступени (в пустоте)
• stage 3 (in vacuum)	8,1	• III ступени (в пустоте)
Injected payload mass, tons		Масса полезного груза выводимого на орбиты, т
• circular orbit ($H_{circ}=1000$ km)	5	• на круговую ($H_{кр}=1000$ км)
• geostationary transfer orbit ($H=4100 \times 35786$ km, $i=23,2^\circ$)	3,6	• на геопереходную ($H=4100 \times 35786$ км, $i=23,2^\circ$)
Injection accuracy circular orbit ($H_{circ}=1000$ km)		Точность выведения на круговую орбиту ($H_{кр}=1000$ км)
• altitude, km	± 25	• по высоте, км
• inclination, deg	$\pm 0,06$	• по наклонению, град

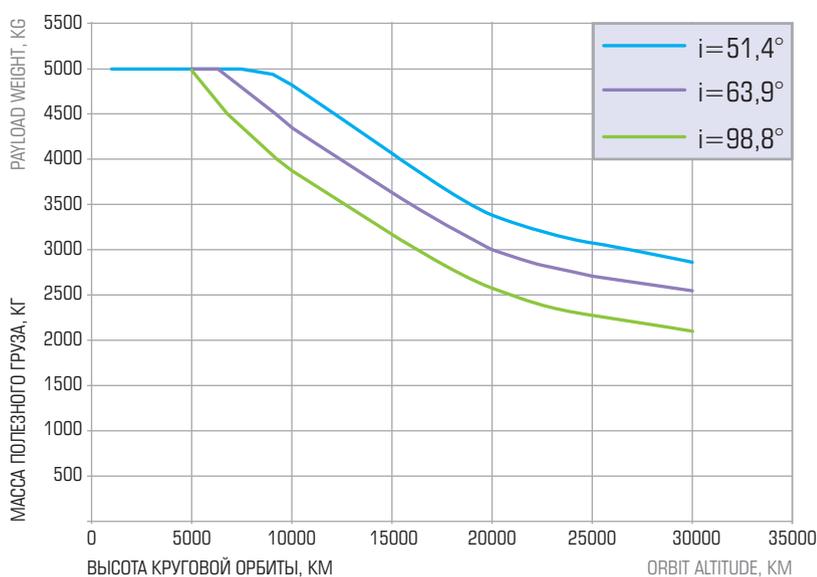
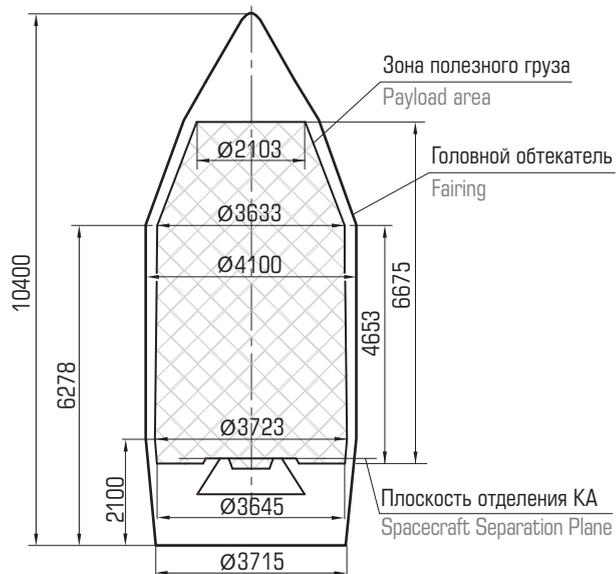
LAUNCH VEHICLES

ZENIT-3SLB

■ Ракета-носитель космического назначения «Зенит-3SLB» предназначена для доставки космических аппаратов на средние и высокие, круговые и эллиптические околоземные орбиты, включая переходные к геостационарной и геостационарную, а также отлетные траектории. РКН «Зенит-3SLB» - трёхступенчатая ракета космического назначения, создана на базе РКН «Зенит-3SL». В ее конструкции применяется обтекатель разработки НПО им. Лавочкина. Первый пуск РКН «Зенит-3SLB» состоялся 28 апреля 2008 г. Всего произведено 6 пусков, все успешные. Пуски РКН по программе «Наземный старт» осуществляются с космодрома Байконур (Казахстан).

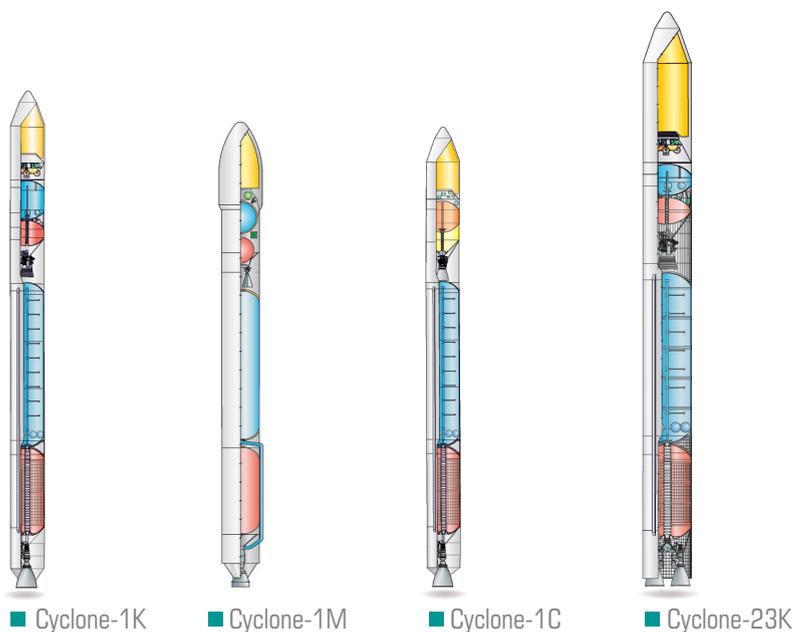


■ Зона полезного груза Payload unit



■ Энергетические характеристики Payload capability

CYCLONE LAUNCH VEHICLE FAMILY



■ Cyclone-family integrated launch vehicles deliver spacecraft into low and medium, circular and elliptical near-earth orbits, including near-earth orbits, including sun-synchronous orbits. Cyclone family is designed based on well-proven technologies applied in existing launch vehicles of Zenit family and other developments of Yuzhnoye SDO.

■ Ракеты-носители космического назначения семейства «Циклон» предназначены для доставки космических аппаратов на низкие и средние, круговые и эллиптические околоземные орбиты, включая солнечно-синхронные орбиты. Семейство ракет-носителей «Циклон» создается на базе отработанных технологий существующих РКН семейства «Зенит» и других разработок ГП «КБ «Южное».

BASIC SPECIFICATIONS

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

	Cyclone-1K	Cyclone-1M	Cyclone-1C	Cyclone-23K	
Maximum launch mass, tons	66.3	63.1	66	132.3	Максимальная стартовая масса, т
Number of stages	3	3	2	3	Количество ступеней
Dimensions, m					Габариты, м
• length	31.0	29.0	28.7	35.8	• длина
• stage diameter	2.1	2.25	2.1	3.0	• диаметр корпуса
• fairing diameter	2.1	2.6	2.1	3.0	• диаметр обтекателя
Propellants:					Компоненты топлива
• stage 1	Жидкий кислород + керосин / LOX+kerosene				• 1 ступень
• stage 2	Жидкий кислород + керосин LOX+kerosene		АТ+НДМГ НТО+УДМН	ЖК+ керосин LOX+kerosene	• 2 ступень
• stage 3	АТ+НДМГ НТО+УДМН	НАН	-	АТ+НДМГ НТО+УДМН	• 3 ступень
Thrust in vacuum, ton-force:					Тяга двигателей в пустоте, тс
• stage 1	89.4	89.4	89.4	2×89.4	• 1 ступень
• stage 2	10.0	4.88	50.6	10.0	• 2 ступень
• stage 3	0.25	0.02	-	0.25	• 3 ступень
Injected payload mass, tons:					Масса полезного груза, выводимого на орбиту, т
• LEO (Hcirc=200km, i=18,2°)	1.32	1.27	1.03	3.0	• НОО (Hкр=200 км, i=18,2°)
• SSO (Hcirc=500km, i=97,35°)	0.9	0.65	0.49	2.1	• ССО (Hкр=500 км, i=97,35°)
• GTO (Hπ=200 km, Ha=35186 km, i=18,2°)	-	-	-	-	• ПГСО (Hπ=200 км, Ha=35186 км i=18,2°)

LAUNCH VEHICLES

CYCLONE LAUNCH VEHICLE FAMILY



BASIC SPECIFICATIONS

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

	Cyclone-23C	Cyclone-4K	Cyclone-4M	Cyclone-5	
Maximum launch mass, tons	130.4	264.8	264	264.5	Максимальная стартовая масса, т
Number of stages	2	3	2	3	Количество ступеней
Dimensions, m					Габариты, мм
• length	32.9	41.5	38.9	45.4	• длина
• stage diameter	3.0	3.9	3.9	3.9	• диаметр корпуса
• fairing diameter	3.25	4.0	4.0	4.0	• диаметр обтекателя
Propellants					Компоненты топлива
• stage 1	Жидкий кислород + керосин / LOX+kerosene				• 1 ступень
• stage 2	АТ+НДМГ NTO+UDMH	ЖК+керосин LOX+kerosene	АТ+НДМГ NTO+UDMH	ЖК+керосин LOX+kerosene	• 2 ступень
• stage 3	-	АТ+НДМГ NTO+UDMH	-	АТ+НДМГ NTO+UDMH	• 3 ступень
Thrust in vacuum, ton-force					Тяга двигателей в пустоте, тс
• stage 1	2×89.4	4×89.4	4×89.4	4×89.4	• 1 ступень
• stage 2	7.9	10.0	7.9	93	• 2 ступень
• stage 3	-	0.25	-	7.9	• 3 ступень
Injected payload mass, tons					Масса полезного груза, выводимого на орбиты, т
• LEO (Hcirc=200km, i=18,2°)	2.4	5.8	4.98	7.5	• НОО (Hкр=200 км, i=18,2°)
• SSO (Hcirc=500km, i=97,35°)	1.65	4.0	3.35	5.4	• ССО (Hкр=500 км, i=97,35°)
• GTO (Hπ=200 км, Ha=35186 км, i=18,2°)	-	1.1	-	2.15	• ПГСО (Hπ=200 км, Ha=35186 км i=18,2°)

CYCLONE-1M



■ Cyclone-1M integrated launch vehicle is designed to inject spacecraft into low earth orbits, including sun synchronous orbits. ILV structure is a new design, where composite materials (propellant tanks, dry bays) are widely used.

The following approach is employed as a basis for development:

- A rational combination of new rocket technologies with highly reliable serial production, assemblies systems and units
- Application of composite materials for manufacturing of the main basic part of stages, as well as tanks for cryogenic propellants.
- Application at the second-stage of a new design main engine with electric pumping propellant feed system using additive technologies to the maximum.
- Application of orbital stage with new design propulsion system that uses environmentally safe propellants.

Wide-range international cooperation is envisioned for designing and operation of the rocket and space complex, including joint construction of the ground launch base at the foreign territory.

This approach complies with global space rocketry trends and has high technical perfection, high reliability and competitiveness.

BASIC SPECIFICATIONS

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Maximum launch mass, tons	63,1	Максимальная стартовая масса, т
Number of stages	3	Количество ступеней
Dimensions, m		Габариты, м
• length	29	• длина
• stages diameter	2,25	• диаметр корпуса
• fairing diameter	2,6	• диаметр обтекателя
Propellants		Компоненты топлива
• Stage 1		• I ступень
oxidizer	жидкий кислород / liquid oxygen	окислитель
fuel	керосин / kerosene	горючее
• Stage 2		• II ступень
oxidizer	жидкий кислород / liquid oxygen	окислитель
fuel	керосин / kerosene	горючее
• Stage 3		• III ступень
oxidizer	водный раствор нитрата гидроксилamina	окислитель
fuel	aqua solution nitrate hydroxylamine	горючее
Thrust, ton-force		Тяга двигателей, тс
• Stage 1 (at ground level / vacuum)	79,3 / 89,4	• I ступени (на земле/ в пустоте)
• Stage 2 (vacuum)	4,88	• II ступени (в пустоте)
• Stage 3 (vacuum)	0,02	• III ступени (в пустоте)
Maximum injected payload mass, tons		Масса полезного груза выводимого на орбиты, т
• circular orbit (Hcirc=200 km, i=51,6°)	1,15	• по высоте, км
• sun-synchronous orbit	0,65	• на солнечно-синхронную

LAUNCH VEHICLES

CYCLONE-1M

Ракета космического назначения «Циклон-1М» предназначена для выведения космических аппаратов на низкие околоземные орбиты, в том числе солнечно-синхронные.

Конструкция РКН – новой разработки, в которой широко применяются композиционные материалы (топливные баки, «сухие» отсеки).

В основу разработки закладывается:

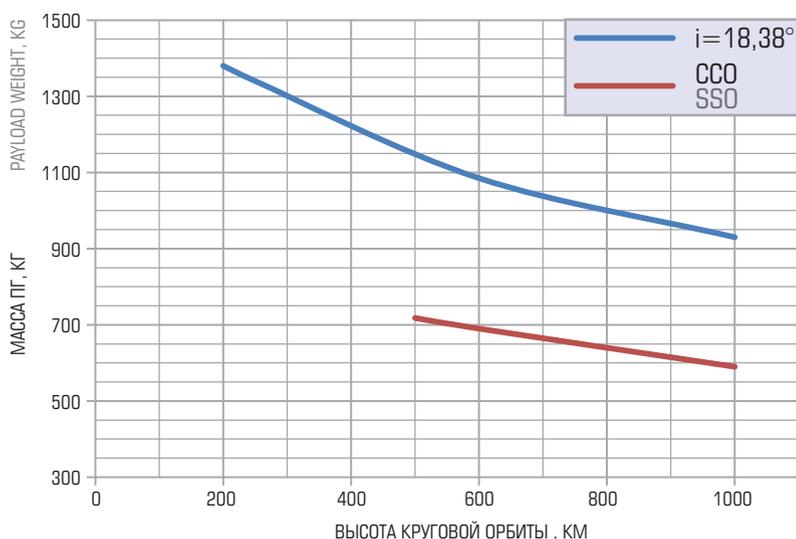
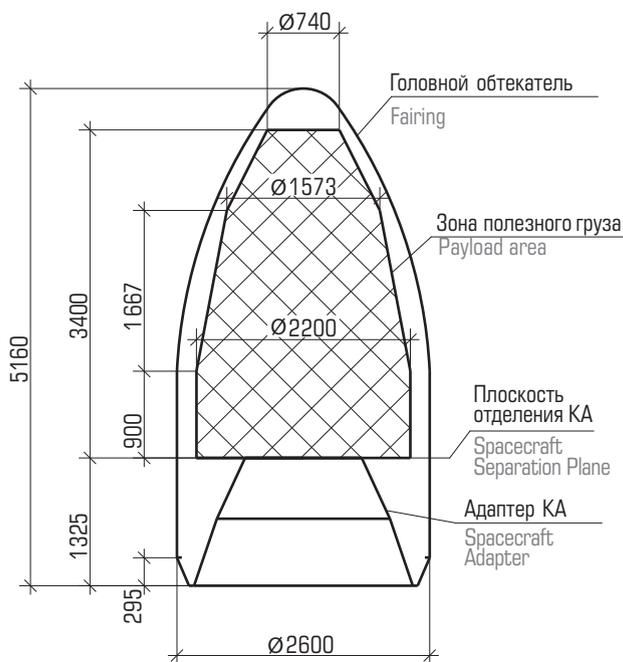
- Рациональное сочетание новых ракетных технологий с высоконадежными серийными узлами, системами и агрегатами.
- Использование композитных материалов для изготовления основных корпусных элементов ступеней, в том числе баков для криогенных компонентов топлива.
- Применение на второй ступени маршевого двигателя новой разработки с электронасосной системой подачи компонентов топлива, изготавливаемого с максимальным использованием аддитивных технологий.
- Применение орбитальной ступени с двигательной установкой новой разработки на экологически чистых компонентах топлива.

Предусматривается широкомасштабное международное сотрудничество при разработке и эксплуатации ракетно-космического комплекса, включая совместное создание наземной пусковой базы на иностранной территории.

Соответствует тенденциям развития мирового космического ракетостроения и обладает высоким техническим совершенством, высокой надежностью и конкурентоспособностью.



Зона полезного груза Payload unit



Энергетические характеристики Payload capability

CYCLONE-4M



- Cyclone-4M integrated launch vehicle belongs to a middle class LVs and is designed to inject spacecraft into low and medium earth orbits, including sun synchronous and polar orbits.

The existing technologies and methods are used to a maximum, for designing ILV and its complex, which ensures high level of reliability and production readiness, lead time minimization and reasonable costs of both of the complex construction and its operation.

The first stage is equipped with 4 RD870 engines designed by "Yuzhnoye" SDO, working on liquid oxygen and kerosene propellants. The main components of this engine have already been adopted for production at Yuzhmash PA and they are being manufactured to be used in other engines.

As the second stage a standard 3rd stage of "Cyclone 4" ILV is employed, which is equipped with RD861K engine, working on long-lasting NTO+UDMH propellants with multiple ignition capability for orbital maneuvers.

The components of avionics are being manufactured based on "Cyclone-4" ILV systems and have been flight tested as a part of "Dnepr" ILV.

"Cyclone-4M" ILV will be operated from Cosmodrome in Nova Scotia (Canada).

BASIC SPECIFICATIONS

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Maximum launch mass, tons	265	Максимальная стартовая масса, т
Number of stages	2	Количество ступеней
Dimensions, m		Габариты, м
• length	38,9	• длина
• stages diameter	3,9 (3,98)	• диаметр корпуса
• fairing diameter	4,0	• диаметр обтекателя
Propellants		Компоненты топлива
• Stage 1		• I ступень
oxidizer	жидкий кислород / liquid oxygen	окислитель
fuel	керосин / kerosene	горючее
• Stage 2		• II ступень
oxidizer	азотный тетраоксид nitrogen tetroxide	окислитель
fuel	несимметричный диметилгидразин unsymmetrical dimethylhydrazine	горючее
Thrust, ton-force		Тяга двигателей, тс
Stage 1 (at ground level / vacuum)	317,2 / 357,72	• I ступени (на земле/ в пустоте)
Stage 2 (vacuum)	7,916	• II ступени (в пустоте)
Maximum injected payload mass, tons		Масса полезного груза выводимого на орбиты, т
• Circular orbit ($H_{circ}=200$ km, $i=51,6^\circ$)	5	• на круговую орбиту ($H_{кр}=200$ км, $i=51,6^\circ$)
• Sun-synchronous orbit ($H_{circ}=500$ км, $i=97,35^\circ$)	3,35	• на солнечно-синхронную

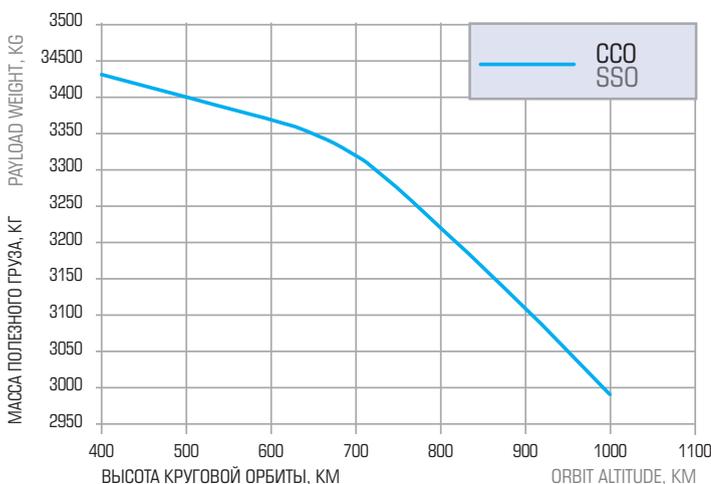
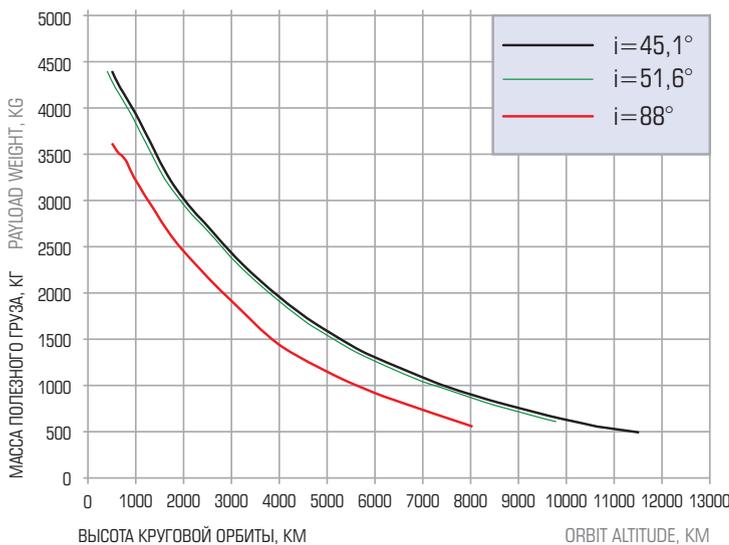
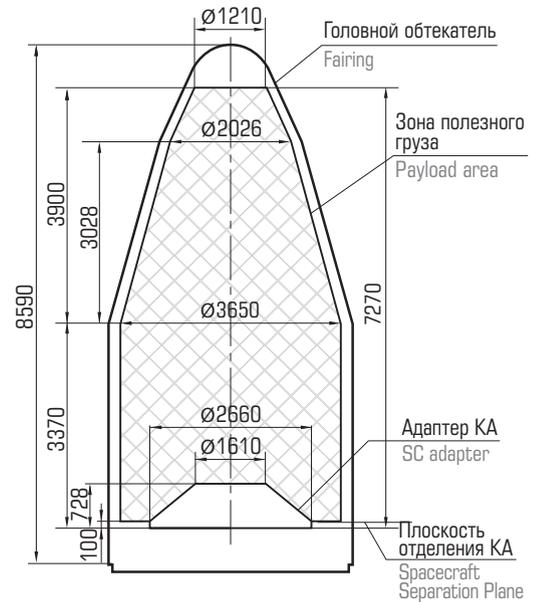
LAUNCH VEHICLES

CYCLONE-4M

Ракета космического назначения «Циклон-4М» относится к среднему классу и предназначена для доставки космических аппаратов на низкие и средние околоземные орбиты, в том числе на солнечно-синхронные и полярные. При разработке РКН и комплекса максимально используются существующие технологии и методики, что обеспечивает высокий уровень надежности и готовности производства, минимальность сроков разработки и умеренность затрат как при создании комплекса, так и во время его эксплуатации. Первая ступень оснащена 4 двигателями РД870 разработки ГП «КБ «Южное», использующими компоненты топлива жидкий кислород и керосин. Основные компоненты данного двигателя уже освоены в производстве на ПО ЮМЗ и изготавливаются для применения в составе других двигателей. В качестве второй ступени используется штатная 3-я ступень РКН «Циклон-4», которая оснащается двигателем РД861К, работающим на долгохраняемых компонентах топлива АТ+НДМГ с возможностью многократного включения для выполнения орбитальных маневров. Компоненты авионики создаются на базе систем РКН «Циклон-4» и прошли летную отработку в составе РН «Днепр». Пуски ракеты-носителя «Циклон-4М» будут осуществляться с космодрома в Новой Шотландии (Канада).



Зона полезного груза Payload unit

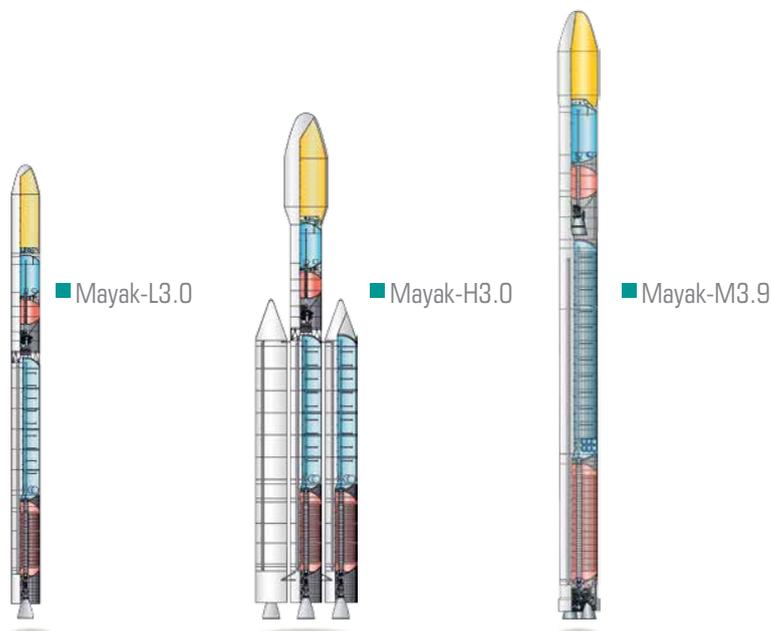


Энергетические характеристики

Payload capability



MAYAK LAUNCH VEHICLE FAMILY



■ Mayak-family integrated launch vehicles family deliver spacecraft into low, medium, high, circular and elliptical near-earth orbits, including geostationary transfer and geostationary orbits, as well as escape trajectories.

Mayak family is designed based on well-mastered technologies applied in the existing launch vehicles of Zenit and families.

■ Ракеты-носители космического назначения семейства «Маяк» предназначены для доставки космических аппаратов на низкие, средние и высокие, круговые и эллиптические околоземные орбиты, включая переходные к геостационарной и геостационарную, а также отлетные траектории.

Семейство ракет-носителей «Маяк» создается на базе отработанных технологий существующих РКН семейства «Зенит» и «Циклон».

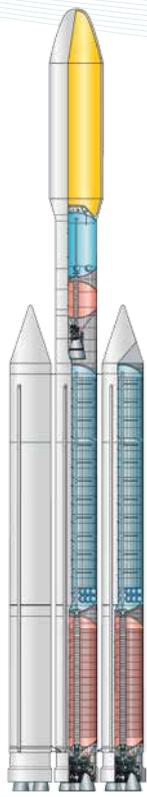
BASIC SPECIFICATIONS

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

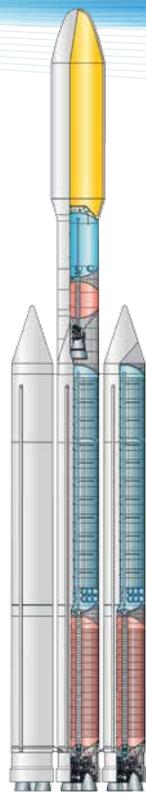
	Mayak-L3.0	Mayak-H3.0	Mayak-M3.9	
Maximum launch mass, tons	205	534	550	Максимальная стартовая масса, т
Number of stages	2	2 +2 ускорителя +2 boosters	2	Количество ступеней
Dimensions, m				Габариты, м
• length	47.2	48.5	64.8	• длина
• booster case diameter	-	3.0	-	• диаметр корпуса ускорителей
• stage diameter	3.0	3.0	3.0	• диаметр корпуса ступеней
• fairing diameter	3.0	4.2	4.2	• диаметр обтекателя
Propellants (including boosters)	Жидкий кислород + керосин Liquid oxygen + kerosene			Компоненты топлива ступеней (в т.ч. ускорителей)
Thrust in vacuum, ton-force				Тяга двигателей в пустоте, тс
• boosters	-	2×274.5	-	• ускорителей
• stage 1	274.5	274.5	3×274.5	• 1 ступень
• stage 2	50	50	93	• 2 ступень
Injected payload mass, tons				Масса полезного груза, выводимого на орбиты, т
• LEO (Hcirc=200 km, i=18,2°)	4.5	15.8	22	• НОО (Hкр=200 км, i=18,2°)
• GTO (Hπ=200 km, Ha=35186 km, i=18,2°)	-	4.4	6.65	• ПГСО (Hπ=200 км, Ha=35186 км i=18,2°)

LAUNCH VEHICLES

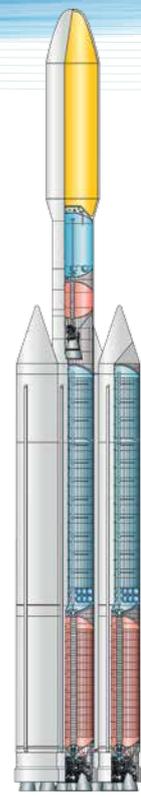
MAYAK LAUNCH VEHICLE FAMILY



■ Mayak-SH-3



■ Mayak-SH-5



■ Mayak-SH-6

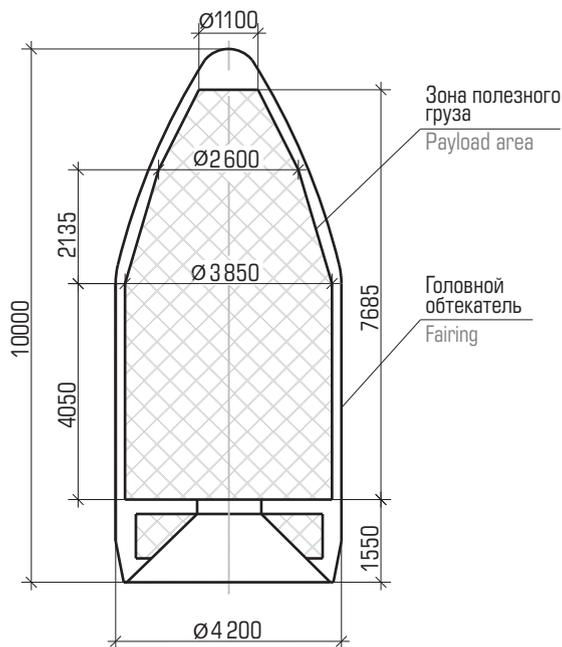
BASIC SPECIFICATIONS

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

	Mayak-SH-3	Mayak-SH-5	Mayak-SH-6	
Maximum launch mass, tons	1450	2341	2785	Максимальная стартовая масса, т
Number of stages	2 +2 ускорителя +2 boosters	2 +4 ускорителя +4 boosters	2 +5 ускорителей +5 boosters	Количество ступеней
Dimensions, m				Габариты, м
• length	75.0	75.0	75.0	• длина
• booster case diameter	3.9	3.9	3.9	• диаметр корпуса ускорителей
• stage diameter	3.9	3.9	3.9	• диаметр корпуса ступеней
• fairing diameter	6.2	6.2	6.5	• диаметр обтекателя
Propellants (including boosters)	Жидкий кислород + керосин Liquid oxygen + kerosene			Компоненты топлива ступеней (в т.ч. ускорителей)
Thrust in vacuum, ton-force				Тяга двигателей в пустоте, тс
• boosters	6×274.5	12×274.5	15×274.5	• ускорителей
• stage 1	3×274.5	3×274.5	3×274.5	• 1 ступень
• stage 2	93	93	93	• 2 ступень
Injected payload mass, tons				Масса полезного груза, выводимого на орбиты, т
• LEO (H _{circ} =200 km, i=18,2°)	60	95	111	• НОО (H _{кр} =200 км, i=18,2°)
• GTO (H _п =200 км, H _a =35186 км, i=18,2°)	21	34.5	39,5	• ПГСО (H _п =200 км, H _a =35186 км i=18,2°)

MAYAK-M3.9

■ Зона полезного груза Payload unit



■ "Mayak-M3.9" integrated launch vehicle belongs to a middle class LVs and is designed to inject spacecraft to all kinds of earth orbits, including GTO, as well as escape trajectories.

Development of Mayak family is based on application at the first stages of RD815 engines designed by Yuzhnoye SDO and the technologies used in Zenit, Cyclone and Antares ILVs. RD872 engine with dual ignition capability is used at the second stage. The main stages of ILV work on environmentally safe propellants e.g. liquid oxygen and kerosene.

ILV "Mayak-M3.9" may be equipped with an upper stage, as well as a fairing with increased overall dimensions if necessary.

■ Ракета космического назначения «Маяк-С3.9» относится к среднему классу и предназначена для доставки космических аппаратов на все виды околоземных орбит, включая ПГСО, а также отлетные траектории.

Разработка РКН семейства «Маяк» базируется на применении на первых ступенях двигателей РД815 разработки КБ «Южное» и технологий, применяемых в РКН «Зенит», «Циклон» и Antares. На второй ступени применяется двигатель РД872, обладающий возможностью двукратного включения. Основные ступени РКН работают на экологически безопасных компонентах топлива жидкий кислород и керосин.

РКН «Маяк-С3.9» при необходимости может оснащаться разгонным блоком, а также обтекателем увеличенных габаритов.

BASIC SPECIFICATIONS

	Mayak-M3.9
Maximum launch mass, tons	550
Number of stages	2
Dimensions, m	
• length	64,8
• stages diameter	3,9
• fairing diameter	4,2
Propellants	
• Stage 1	
oxidizer	жидкий кислород liquid oxygen
fuel	керосин kerosene
• Stage 2	
oxidizer	жидкий кислород liquid oxygen
fuel	керосин kerosene
Thrust, ton-force	
• Stage 1 (at ground level / vacuum)	754 / 824
• Stage 2 (vacuum)	93
Maximum injected payload mass, tons	
• circular orbit ($H_{circ}=200$ km, $i=18,2^\circ$)	22
• GTO ($H_{\pi}=200$ km, $H_a=35186$ km, $i=18,2^\circ$)	6,65

MAYAK-SH-5

■ Mayak-SH-5 belongs to a super heavy-lift class LVs and is designed to inject large payloads including components of Lunar Space Transportation System, Marsian Landing Module or solar space electric power plants into low Earth orbits. Using of booster stages will allow to deliver space vehicles to high-energy orbits, including geostationary transfer-, geostationary- and escape trajectories.

The ILV structure is developed on the basis of rocket modules of the first and second stages of a new medium-class "Mayak-M3.9" ILV, it allows to significantly reduce development and production costs (engines, stage modules, avionics) in case of their parallel production. Large-scale PLF is made of composite materials.

"Mayak-SH-3" with two strap-on boosters or "Mayak-SH-6" with five strap-on boosters version may could be designed on the basis of "Mayak-SH-5" ILV, when necessary.

Wide-range international cooperation is envisioned for designing and operation of the rocket and space complex, including joint construction of ground launch base at the foreign territory.

■ Ракета космического назначения «Маяк-СТ-5» относится к сверхтяжелому классу и предназначена для выведения на низкие околоземные орбиты крупногабаритных полезных грузов, в том числе компонентов лунной транспортной системы, марсианского корабля или солнечных космических электростанций. Применение разгонных блоков позволит доставлять космические аппараты на высокоэнергетические орбиты, в том числе ПГСО, ГСО и отлетные траектории.

Конструкция РКН разрабатывается на базе ракетных блоков первой и второй ступеней новой РКН среднего класса «Маяк-С3.9», что позволяет при параллельном их производстве существенно сократить затраты на разработку и изготовление компонентов (двигатели, блоки ступеней, авионика). Крупногабаритный ГО выполняется из композиционных материалов. На базе РКН «Маяк-СТ-5» при необходимости может быть создан вариант «Маяк-СТ-3» с двумя боковыми ускорителями либо «Маяк-СТ-6» с пятью боковыми ускорителями.

При разработке и эксплуатации ракетно-космического комплекса предусматривается широкомасштабное международное сотрудничество, включая совместное создание наземного пускового комплекса на иностранной территории.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Mayak-SH-5	
2341	Максимальная стартовая масса, т
2+4 ускорителя 2+4 boosters	Количество ступеней
	Габариты, м
75	• длина
3,9	• диаметр корпуса
6,2	• диаметр обтекателя
	Компоненты топлива
	• I ступень
жидкий кислород liquid oxygen	окислитель
керосин kerosene	горючее
	• II ступень
жидкий кислород liquid oxygen	окислитель
керосин kerosene	горючее
	Тяга двигателей, тс
3770 / 4118	• I ступени (на земле/ в пустоте)
93	• II ступени (в пустоте)
	Масса полезного груза выводимого на орбиты, т
95	• на круговую орбиту ($H_{кр}=200\text{ км}$, $i=18,2^\circ$)
34,5	• ПГСО ($H_{пт}=200\text{ км}$, $H_{а}=35186\text{ км}$ $i=18,2^\circ$)



MICROSPACE-2



■ Microspace-2 aerospace launch system is designed for launching nanosatellites into a wide range of orbit altitudes (500 to 1000 km) and inclinations (0° - 98°).

Microspace-2 aerospace launch system comprises an aviation segment (SU-27 upgraded fighter interceptor, ground support facilities, airfield support facilities and systems) and a space launch system (solid-propellant launch vehicle, onboard launch complex, technical facilities, data acquisition and processing system).

Initial launch conditions:

- velocity – 500 m/s
- altitude – 15 km
- vehicle velocity angle with respect to local horizon: – 10...40°.

BASIC SPECIFICATIONS

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Maximum launch mass, tons	6,6	Максимальная стартовая масса, т
Number of stages	3	Количество ступеней
Dimensions, m		Габариты, м
• length	8,14	• длина
• stages diameter		• диаметр корпуса
stage 1	1,27	I ступени
stage 2	0,98	II ступени
stage 3	0,86	III ступени
• fairing diameter	0,86	• диаметр обтекателя
Propellants		Компоненты топлива
• stage 1	HTPB	• I ступени
• stage 2	TP-H-3340	• II ступени
• stage 3	TP-H-3340	• III ступени
Thrust in vacuum, ton-force		Тяга двигателей в пустоте, тс
• stage 1	16,3	• I ступени
• stage 2	5,74	• II ступени
• stage 3	3,3	• III ступени
Payload mass injected into sun-synchronous orbit, kg	40	Масса полезного груза выводимого на солнечно-синхронную орбиту, кг

LAUNCH VEHICLES

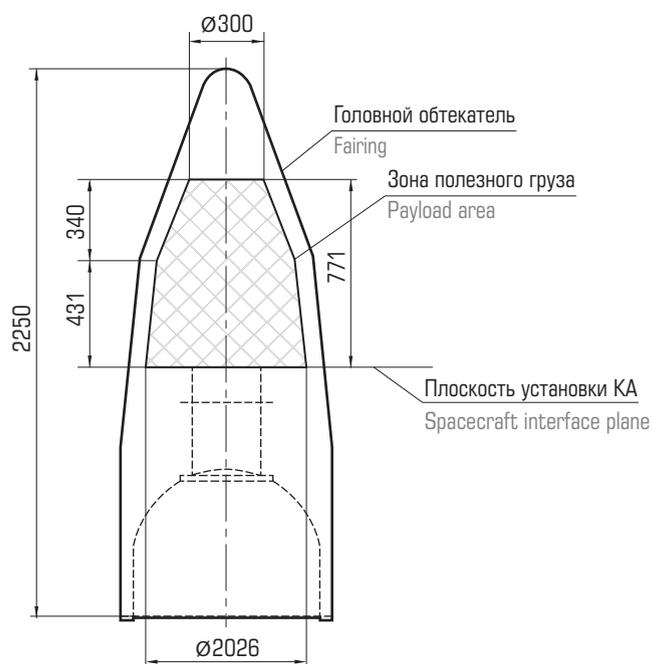
MICROSPACE-2

- Аэрокосмический ракетный комплекс «Микроспейс-2» предназначен для выведения наноспутников в широком диапазоне орбит по высоте (500 - 1000 км) и наклонению (0° - 98°). Аэрокосмический ракетный комплекс «Микроспейс-2» состоит из авиационного комплекса (доработанный истребитель-перехватчик СУ-27, средства наземного обеспечения, обеспечивающие объекты и системы аэродрома) и космического ракетного комплекса (твердотопливная ракета-носитель, бортовой стартовый комплекс, техническая база, комплекс средств доставки, сбора и обработки информации).

Начальные условия старта ракеты-носителя:

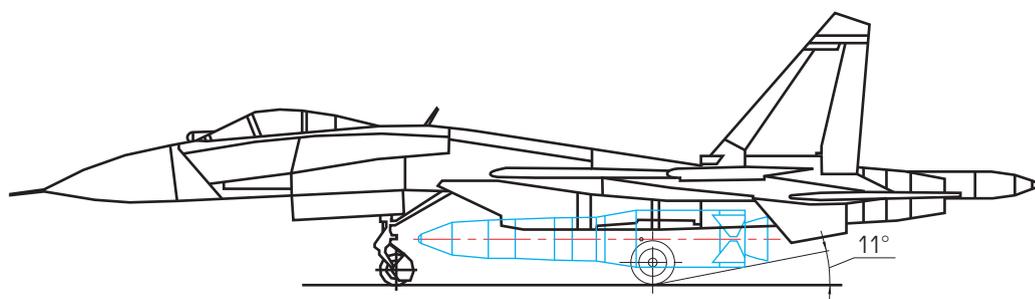
- скорость – 500 м/с
- высота – 15 км
- угол наклона скорости РН к местному горизонту – 10...40°.

■ Зона полезного груза Payload unit



- Схема-размещения РН (демонстратора РН) на самолете-носителе

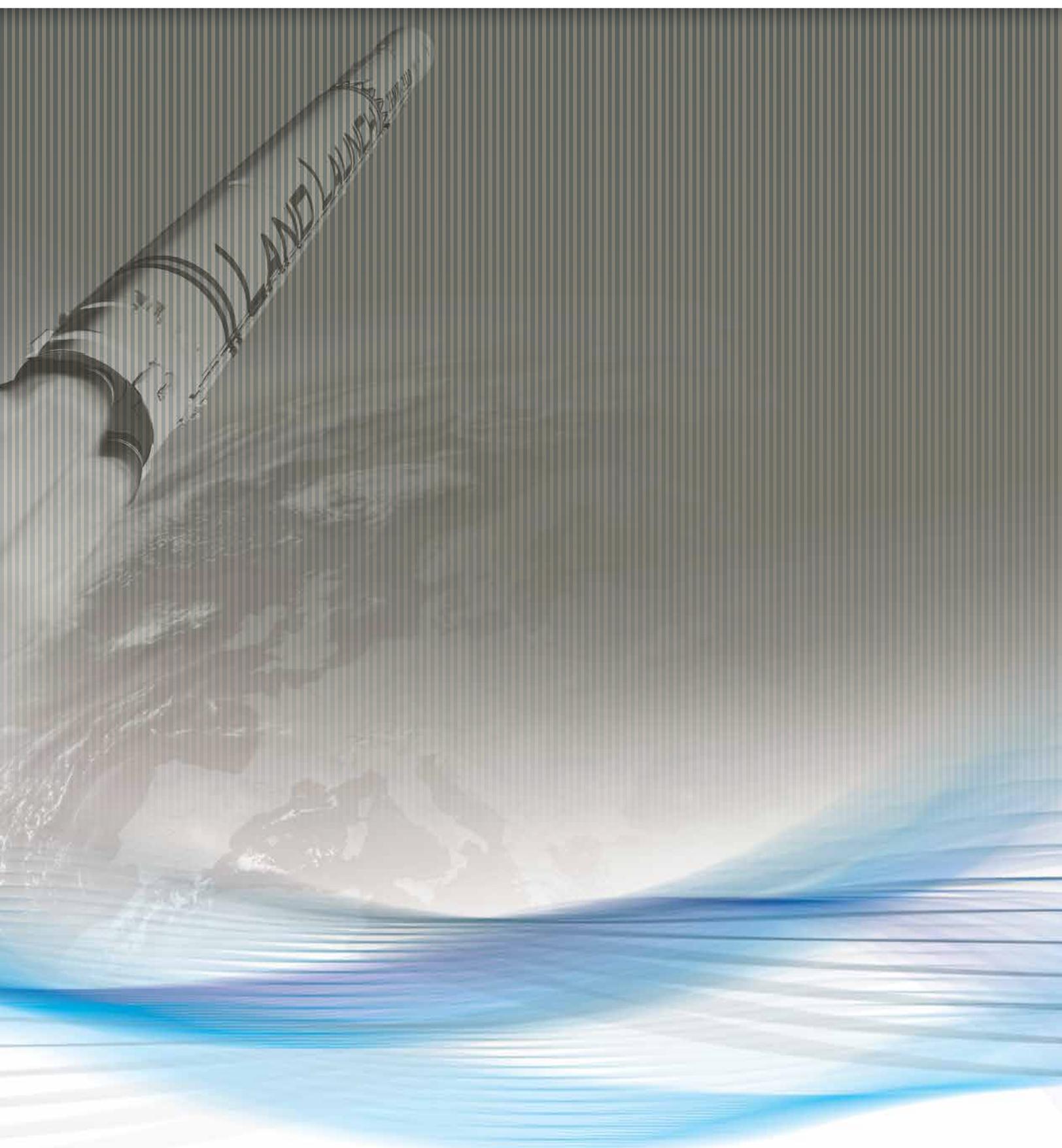
LV demonstrator in carrier aircraft



SU-27 BASIC SPECIFICATIONS

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА СУ-27

Wing span, m	14,7	Размах крыла, м
Length, m	21,94	Длина, м
Height, m	5,93	Высота самолета, м
Maximum takeoff mass, kg	30000-33000	Максимальная взлетная масса, кг
Maximum fuel weight (in internal tanks), kg	9900-10000	Максимальная масса заправляемого топлива (во внутренние баки), кг
Maximum velocity, km/h	2500	Максимальная скорость, км/ч
Operational ceiling, m	18500	Практический потолок, м
Operational range, km	3680	Практическая дальность, км
Maximum load, kg	8000	Максимальная нагрузка, кг



ГОСУДАРСТВЕННОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ
«КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО «ЮЖНОЕ»

ул. Криворожская, 3
г. Днепр, 49008, УКРАИНА
тел. +38 (056) 34-03-83
факс +38 (056) 792-50-41
e-mail: info@yuzhnoye.com

YUZHNOYE STATE
DESIGN OFFICE

3, Krivorozhskaya St.
Dnipro, 49008, UKRAINE
phone +38 (056) 792-49-79
fax +38 (056) 792-50-41
e-mail: info@yuzhnoye.com