



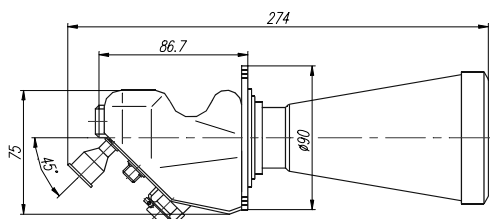
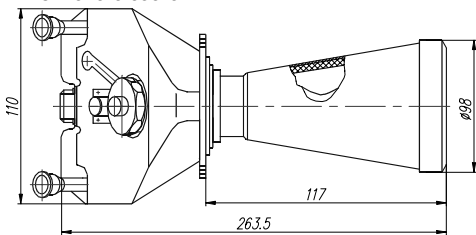
## СЕРИЙНЫЙ ДВУХКОМПОНЕНТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ МАЛОЙ ТЯГИ 11Д428А

Двигатель предназначен для перемещения космического аппарата (КА) в пространстве по командам, подаваемым системой управления (СУ). Двигатель создает номинальную тягу величиной 130,5 Н и способен к многократным включениям длительностью от 0,03с до 2000с.

В двигателе используется электромагнитный клапан (ЭК) типа РТ.200.00 разработки и изготовления ФГУП “НИИМаш”. ЭК является односедельным одноступенчатым клапаном с фторопластовым уплотнением и предназначен для подачи и отсеки компонентов топлива в смесительную головку. Клапан имеет массу 0,18 кг, время срабатывания не более 0,03 с, токопотребление не более 0,45 А при напряжении 34 В и температуре 20°С. К клапанам приварены подводящие трубопроводы окислителя и горючего, внутри которых установлены жиклеры настройки расходов окислителя и горючего. Двигатель с помощью жиклеров настроен на заданное соотношение компонентов топлива. Камера сгорания и сопло двигателя изготавливаются из ниобиевого сплава с жаростойким силицидным покрытием.

При подаче напряжения на контакты ЭК по команде от СУ клапаны открываются. Компоненты топлива через каналы смесительной головки поступают в камеру сгорания, где происходит самовоспламенение топлива и его горение. Продукты сгорания, истекая через сопло, создают тягу двигателя. При достижении давления в камере сгорания 0,078...0,15 МПа сигнализатор давления в камере срабатывает, его контакты замыкают цепи и в СУ поступает сигнал о включении двигателя. Двигатель выключается снятием напряжения с контактов клапанов, при этом клапаны закрываются, прекращается доступ компонентов в камеру сгорания. Давление в камере сгорания падает, контакты сигнализатора, размыкая цепи, дают сигнал в СУ об окончании работы двигателя. Продолжительность работы двигателя и пауз между его включениями регулируется СУ. Поставляемому потребителю двигатель не нуждается в настройке и регулировке.

Тепловое состояние двигателя во время его работы во всех режимах обеспечивается внутренним пленочным охлаждением камеры сгорания и радиационным охлаждением сопла. Теплоизоляция сопла и смесительной головки поддерживает заданный тепловой режим конструкции двигателя. Кроме того, теплоизоляция сопла уменьшает передачу тепловых радиационных потоков, возникающих в результате работы двигателя, к расположенным вблизи него элементам КА. Тепловое состояние двигателя в период пассивного пребывания в космосе контролируется датчиком температуры, устанавливаемым в зоне клапана окислителя. Необходимый уровень температуры с целью исключения замерзания окислителя обеспечивается путем включения двух электрических нагревателей суммарной мощностью не более 2,5 Вт при напряжении питания 27 В. При необходимости возможно поддержание температурного режима контактным теплообменом через фланец крепления двигателя к КА или прокачкой подогревающей жидкости через теплообменный контур смесительной головки. Возможно сочетание способов обеспечения теплового состояния.



**К началу 2006 года 1586 двигателей типа 11Д428А обеспечили успешное выполнение полетов пилотируемой орбитальной станции “Салют”, транспортных кораблей, “Союз-ТМ”, “Прогресс-М”. Двигатель используется в служебном модуле “ЗВЕЗДА” международной космической станции.**

### Технические характеристики

Компоненты, горючее/окислитель	НДМГ/АТИН
Соотношение компонентов	1,85±0,05
Средняя номинальная тяга, Н	130,5
Средний уд. импульс в непр. режиме при ε=56, с	290
Средний уд. импульс в непр. режиме при ε=150, с	308
Номинальное давление на входе, МПа	1,77
Максимальное давление на входе, МПа	2,16
Минимальное давление на входе, МПа	0,98
Средний мин. импульс за включение, Н·с	2,09
Время включения, с	0,030...2 000
Максимальная длина, мм	274
Максимальный диаметр сопла, мм	∅98
Максимальная масса, кг	1,5
Суммарный импульс, кН·с	6525
Ресурс по включениям, кол-во вкл.	500 000
Номинальное напряжение, В	27
Диапазон напряжений, В	21...34
Ток срабатывания, А	0,15...0,20

### ФГУП “НИИМаш”

Федерального Космического Агентства  
 Россия, 624740, г. Нижняя Салда,  
 Свердловской обл., ул. Строителей, 72  
 тел.: 34 345 36 787 факс: 34 345 31 703, 34 345 30 654  
 E-mail: niimash@saldanet.ru

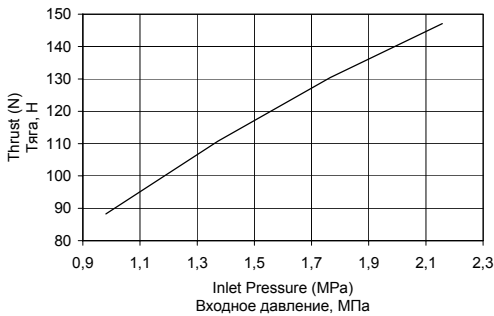


### FSUE R&D Institute Of Mechanical Engineering

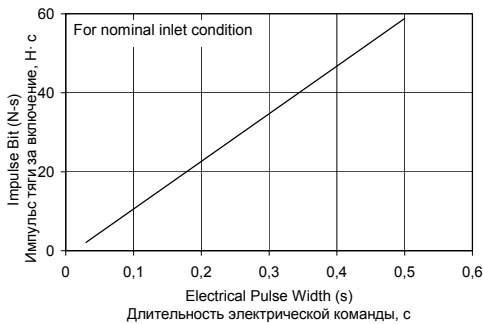
Federal Space Agency  
 72, ul. Stroiteley, Nizhnyaya Salda,  
 Sverdlovsk region, 624740, Russia  
 phone: 007 34 345 36 787 fax: 007 34 345 31 703, 007 34 345 30 654  
 E-mail: niimash@saldanet.ru

# SERIAL BIPROPELLANT LOW THRUST ROCKET ENGINE 11D428A

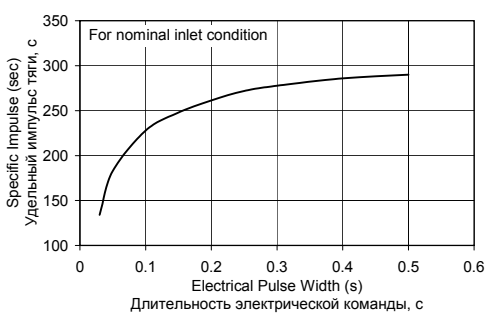
**Thrust versus Inlet Pressure curve**  
**Зависимость тяги от входного давления**



**Impulse Bit versus Electrical Pulse Width curve**  
**Зависимость Ивк от длительности электрической команды**



**Specific Impulse versus Electrical Pulse Width curve**  
**Зависимость Иуд от длительности электрической команды**



The thruster is designed to move a space vehicle (SV) in the space by commands, provided by a control system (CS). The thruster produces rated thrust of 130.5 N and is capable for the repeated starts-up of duration from 0.03 sec to 2,000 sec.

In the thruster there is the solenoid-operated valve (SOV) of PT.200.00 type, developed and fabricated by FSUE R&DIME. The SOV is a single-seat, single-stage valve with teflon sealing and is designed for supply and shut-off of propellants to an injector. The valve has mass of 0.18 kg, response time of not over 0.03 sec, electric current consumption of not over 0.45 A at voltage of 34V and temperature of 20°C. The inlet pipelines of oxidizer and fuel are welded to the valves. The trim orifices for adjustment of flow rate of oxidizer and fuel are installed inside the above pipelines. With the help of trim orifices the thruster is adjusted to the preset mixture ratio. The chamber and nozzle of thruster are manufactured from a columbium alloy with heat-resistant silicide coating.

At the delivery of voltage to SOV contacts by a command from CS the valves are opened. The propellants via the passages of injector enter the combustion chamber, where the self-ignition of propellants and their combustion take place. When pressure in the combustion chamber reaches 0.078...0.15 MPa, the pressure indicator in combustion chamber responds, its contacts close circuits and the signal on start-up of thruster enters CS. The thruster is cut-off by removing voltage from valve contacts. In this case the valves are closed, and the access of propellants to the combustion chamber stops. The pressures in combustion chamber drops, the contacts of indicator, opening circuits, supply the signal to CS on thruster cut-off. The durations of thruster firing operation and pauses between starts are regulated by CS. The thruster to be supplied to a customer does not require adjustment and regulation.

The thermal conditions of thruster during its operation in all the modes are provided by internal film cooling of the combustion chamber and radiation cooling of the nozzle. The thermal insulation of nozzle and injector keeps the preset thermal state of thruster design. Moreover, the thermal insulation of nozzle reduces the transfer of heat radiation fluxes, occurring in consequence of thruster runs, to elements of SV, located in proximity to the thruster. The thermal conditions of thruster within passive life in the space are controlled by the temperature sensor, installed in the area of oxidizer valve. In order to exclude freezing of oxidizer the required level of temperature is provided by way of turning-on two electric heaters of total power not over 2.5 W at supply voltage of 27V. If required, it is possible to keep a temperature regime by a contact heat exchange via the flange of thruster attachment to SV or by pumping a warming-up fluid through the heat-exchanging circuit of injector. The combination of methods for thermal condition providing is possible.

To the beginning of 2006 1586 pcs of such type thruster have ensured the successful missions of the Salyut manned Space Station, the transportation spacecraft SOYUZ-TM, PROGRESS-M. The thruster is being used in the service module ZVEZDA of the International Space Station.

**ФГУП "НИИМаш" FSUE "R&DIME"**



ФГУП "НИИМаш" располагает стандовой, экспериментальной, производственной базами, научным, инженерным и конструкторским потенциалом, позволяющими проводить НИР и ОКР по двигателестроению малого класса в интересах отечественных и зарубежных заказчиков.

ФГУП "НИИМаш" заключает контракты на изготовление и поставку серийно изготавливаемых ракетных двигателей малой тяги и электроклапанов.

ФГУП "НИИМаш" проводит разработку, изготовление, эксплуатацию, ремонт и техническое обслуживание стандового испытательного оборудования, применяемого при отработке ракетно-космической техники.

FSUE R&DIME possesses the stand, experimental, production bases and the scientific, engineering and designing potential, which allows to carry out scientific and research works and experimental-designing works on small-class propulsion engineering in the interests of domestic and foreign customers.

FSUE R&DIME concludes contracts on production and supply of serial Low Thrust Rocket Engines and electrically - actuated valves.

FSUE R&DIME creates and manufactures test stand equipment and provides its operational use and maintenance during development of space articles.

## Technical characteristics

Propellants, Fuel/Oxidizer	UDMH/NTO
Mixture Ratio	1.85±0.045
Average Nominal Thrust, N (lb <sub>f</sub> )	130.5 (29.34)
Average Specific Impulse, Steady State (for nozzle expansion ratio = 56), sec	290
Average Specific Impulse, Steady State (for nozzle expansion ratio = 150), sec	308
Nominal Inlet Pressure, MPa (psi)	1.77 (256.72)
Maximum Inlet Pressure, MPa (psi)	2.45 (355.34)
Minimum Inlet Pressure, MPa (psi)	0.98 (142.14)
Minimum Impulse Bit, N-s (lb-s)	1.86
Duration of Single Impulse, s	0.030...2,000
Maximum Thruster Length, mm (in)	274 (10.79)
Maximum Nozzle Diameter, mm (in)	∅98 (3.86)
Maximum Mass, kg(lb <sub>m</sub> )	1.5 (3.31)
Total Impulse, kN-s (klb-s)	6,525 (1,466,82)
Cycle Life, Number of starts-up	500,000
Nominal Voltage, VDC	27
Voltage Range, VDC	21...34
Pull-in Current, A	0.15...0.20

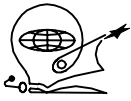
## ФГУП "НИИМаш"

Федерального Космического Агентства  
Россия, 624740, г. Нижняя Салда,  
Свердловской обл., ул. Строителей, 72  
тел.: 34 345 36 787 факс: 34 345 31 703, 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru



## FSUE R&D Institute Of Mechanical Engineering

Federal Space Agency  
72, ul. Stroiteley, Nizhnyaya Salda,  
Sverdlovsk region, 624740, Russia  
phone: 007 34 345 36 787 fax: 007 34 345 31 703, 007 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru



## СЕРИЙНЫЙ ДВУХКОМПОНЕНТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ МАЛОЙ ТЯГИ 11Д458М

Двигатель предназначен для перемещения космического аппарата (КА) в пространстве по командам, подаваемым системой управления (СУ). Двигатель создает номинальную тягу величиной 392,4 Н и способен к многократным включениям длительностью от 0,05 с до 1000 с.

В двигателе используется электромагнитный клапан (ЭК) типа 26РТ.200 разработки и изготовления ФГУП "НИИМаш". ЭК является односедельным одноступенчатым клапаном с фторопластовым уплотнением и предназначен для подачи и отсечки компонентов топлива в смесительную головку.

При подаче напряжения на контакты ЭК по команде от СУ клапаны открываются. Компоненты топлива через каналы смесительной головки поступают в камеру сгорания, где происходит самовоспламенение топлива и его горение. Продукты сгорания, истекая через сопло, создают тягу двигателя. Двигатель выключается снятием напряжения с контактов клапанов, при этом клапаны закрываются, прекращается доступ компонентов в камеру сгорания. Продолжительность работы двигателя и пауз между его включениями регулируется СУ. Поставляемый потребителю двигатель не нуждается в настройке и регулировке.

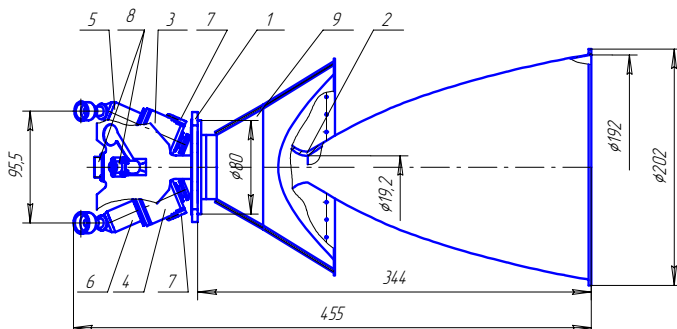
Тепловое состояние двигателя во время его работы во всех режимах обеспечивается внутренним пленочным охлаждением камеры сгорания и радиационным охлаждением сопла. Теплоизоляция сопла и смесительной головки поддерживает заданный тепловой режим конструкции двигателя. Кроме того, теплоизоляция сопла уменьшает передачу тепловых радиационных потоков, возникающих в результате работы двигателя, к расположенным вблизи него элементам КА. Тепловое состояние двигателя в период пассивного пребывания в космосе контролируется датчиком температуры, устанавливаемым в зоне клапана окислителя. Необходимый уровень температуры с целью исключения замерзания окислителя обеспечивается путем включения двух электрических нагревателей суммарной мощностью не более 2,5 Вт при напряжении питания 27 В. При необходимости возможно поддержание температурного режима контактным теплообменом через фланец крепления двигателя к КА. Возможно сочетание способов обеспечения теплового состояния.



Двигатель разработан для применения в разгонном блоке "Бриз - М".

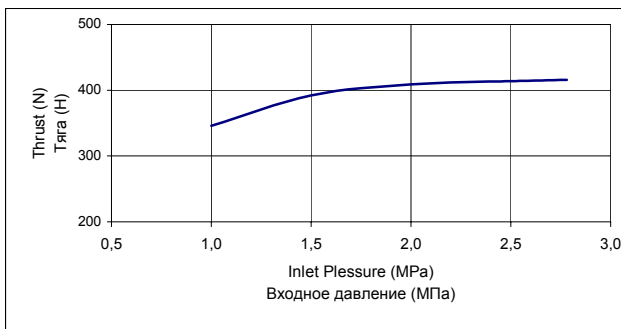
### Технические характеристики

Компоненты, горючее/окислитель	НДМГ/АТИН
Соотношение компонентов	1,85±0,15
Номинальная тяга в непрерывном режиме, Н	392,4
Номинальный уд. импульс в непрерывном режиме, с	302
Номинальное давление на входе, МПа	1,47
Максимальное давление на входе, МПа	1,97
Минимальное давление на входе, МПа	1,27
Средний мин. импульс за включение, Н·с	19,62
Время включения, с	0,05...1000
Геометрическая степень расширения сопла	100
Максимальная длина, мм	467
Максимальный диаметр сопла, мм	∅170
Максимальная масса, кг	3
Суммарный импульс, кН·с	3924
Ресурс по включениям, кол-во вкл.	10 000
Номинальное напряжение, В	27
Диапазон напряжений, В	20...34
Ток срабатывания, А	0,20...0,30

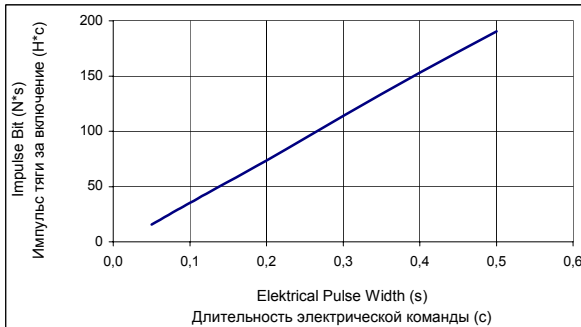


# SERIAL BIROPELLANT LOW THRUST ROCKET ENGINE 11D458M

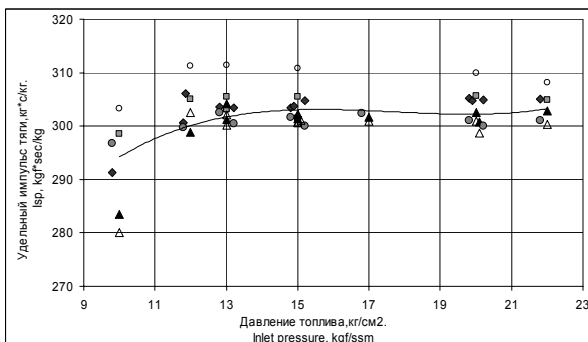
**Thrust versus Inlet Pressure curve**  
Зависимость тяги от входного давления



**Impulse Bit versus Electrical Pulse Width curve**  
Зависимость импульса тяги от электрической команды



**Specific Impulse versus Inlet Pressure curve**  
Зависимость удельного импульса тяги от входного давления



## Technical characteristics

Propellants, Fuel/Oxidizer	UDMH/NTO
Mixture Ratio	1.85±0.15
Average Nominal Thrust, N	392.4
Average Specific Impulse, Steady State, s	302
Nominal Inlet Pressure, MPa	1.47
Maximum Inlet Pressure, MPa	1.96
Minimum Inlet Pressure, MPa	0.97
Minimum Impulse, Bit N-s	1.27
Time of start-up, s	0.05...1,000
Nozzle Expansion Ratio	100
Maximum Thruster Length, mm	367
Maximum Nozzle Diameter, mm	∅170
Maximum Mass, kg	3
Total Impulse, kN-s	3,924
Cycle Life, Number of starts-up	10,000
Nominal Voltage, VDC	27
Voltage Range, VDC	20...34
Pull-in Current, A	0.20...0.30

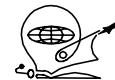
The thruster is designed to move a space vehicle (SV) in the space by commands, provided by a control system (CS). The thruster produces the rated thrust of 392.4 N and is capable for the repeated starts-up of duration from 0.05 sec to 1,000 sec.

In the thruster there is the solenoid-operated valve (SOV) of PT.200.00 type, developed and fabricated by FSUE R&DIME. The SOV is a single-seat, single-stage valve with teflon sealing and is designed for supply and shut-off of propellants for an injector. The valve has mass of 0.18kg, response time of not over 0.03 sec, electric current consumption of not over 0.45 A at voltage of 34 V and temperature of 20°C. The inlet pipelines of oxidizer and fuel are welded to the valves. Trim orifices for adjustment of flow rates of oxidizer and fuel are installed inside the above pipelines. With the help of trim orifices the thruster is adjusted to a preset mixture ratio. The chamber and nozzle of thruster are manufactured from a columbium alloy with heat-resistant silicide coating. The nozzle extension is manufactured from stainless steel.

At the delivery of voltage to SOV contacts by a command from CS the valves are opened. The propellants via the passages of injector enter a combustion chamber, where the self-ignition of propellants and their combustion take place. Combustion products, outflowing through a nozzle, produce thrust of the thruster. The thruster is cut-off by removing voltage from the valve contacts. In this case the valves are closed, and the access of components to the combustion chamber stops. The duration of firing operation and pauses between thruster starts-up are regulated by CS. The thruster to be supplied to a customer does not require adjustment and regulation.

The thermal conditions of thruster during its operation in all the modes are provided by internal film cooling of the combustion chamber and radiation cooling of the nozzle. The thermal conditions of thruster within passive life in the space are controlled by the temperature sensor, installed in the area of oxidizer valve. In order to exclude freezing of oxidizer the required level of temperature is provided by way of providing two electric heaters of total power not over 2.5 W at supply voltage of 27 V. If required, it is possible to keep a temperature regime by a contact heat exchange via the flange of thruster attachment to SV. The combination of methods for thermal condition providing is possible. The thermal shield for nozzle can be installed in order to reduce heat radiation fluxes to the element of SV located in proximity to the operating thruster.

ФГУП “НИИМаш”



FSUE “R&DIME”

ФГУП “НИИМаш” располагает стендовой, экспериментальной, производственной базами, научным, инженерным и конструкторским потенциалом, позволяющими проведение НИР и ОКР по двигателестроению малого класса в интересах отечественных и зарубежных заказчиков.

ФГУП “НИИМаш” заключает контракты на изготовление и поставку серийно изготавливаемых ракетных двигателей малой тяги и электроклапанов.

ФГУП “НИИМаш” проводит разработку, изготовление, эксплуатацию, ремонт и техническое обслуживание стендового испытательного оборудования, применяемого при отработке ракетно-космической техники.

FSUE R&DIME possesses the stand, experimental, production bases, the scientific, engineering and designing potential, allowing to carry out scientific and research works and experimental-designing works on small-class propulsion engineering in the interests of domestic and foreign customers.

FSUE R&DIME concludes contracts on production and supply of serial Low Thrust Rocket Engines and electrically actuated valves.

FSUE R&DIME creates and manufactures test stand equipment, provides its operational use and maintenance during development of space articles.

ФГУП “НИИМаш”

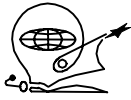
Федерального Космического Агентства  
Россия, 624740, г. Нижняя Салда,  
Свердловской обл., ул. Строителей, 72  
тел.: 34 345 36 787 факс: 34 345 31 703, 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru



FSUE R&D Institute Of Mechanical Engineering

Federal Space Agency  
72, ul. Stroiteley, Nizhnyaya Salda,  
Sverdlovsk region, 624740, Russia  
phone: 007 34 345 36 787 fax: 007 34 345 31 703, 007 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru





## СЕРИЙНЫЙ ДВУХКОМПОНЕНТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ МАЛОЙ ТЯГИ 17Д16

Двигатель предназначен для управления положением многоразового транспортного космического корабля (МТКК) в пространстве по командам, подаваемым системой управления (СУ). Двигатель создает номинальную тягу величиной 196,1 Н и способен к многократным включениям длительностью от 0,06 с до 100 с.

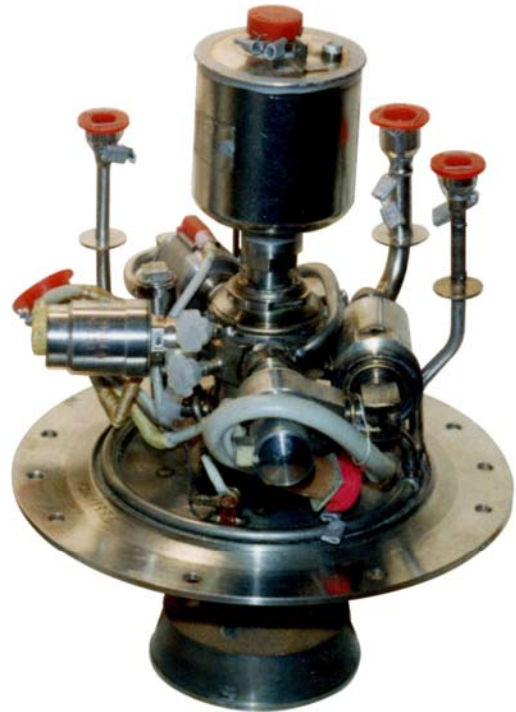
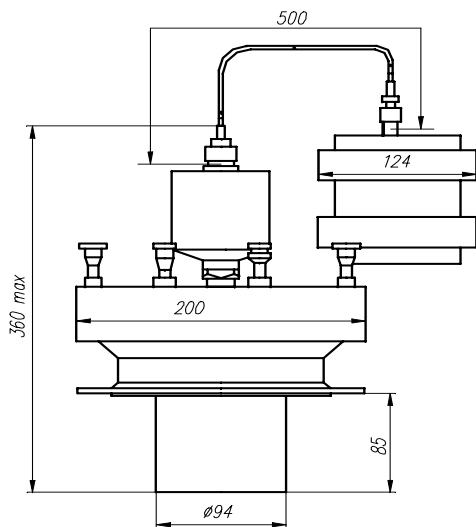
В двигателе используются электромагнитные клапаны (ЭК) разработки и изготовления ФГУП "НИИМаш": типа РТ.200.00-01 в тракте горючего и типа 6РТ.200.00-03 в тракте окислителя. ЭК РТ.200.00-01 является односедельным одноступенчатым клапаном с фторопластовым уплотнением и предназначен для подачи и отсечки горючего в смесительную головку. ЭК имеет массу 0,18 кг, время срабатывания не более 0,03 с, токопотребление не более 0,74 А при напряжении 34 В и температуре 20°C. ЭК 6РТ.200.00-03 является двухступенчатым клапаном с фторопластовыми уплотнениями и предназначен для подачи и отсечки окислителя в смесительную головку. ЭК имеет массу 0,16 кг, время срабатывания не более 0,025 с, токопотребление не более 0,16 А при напряжении 34 В и температуре 20°C. Воспламенение топливной смеси в камере сгорания осуществляется агрегатом зажигания, потребляющим не более 1 А в течение 0,120 с.

Двигатель имеет стабилизатор, обеспечивающий постоянный расход окислителя при возможных изменениях давления на входе.

Двигатель включается подачей напряжения питания на электроклапаны окислителя и горючего, а также на агрегат зажигания по командным сигналам от СУ. Электроклапаны открываются, компоненты топлива поступают в смесительную головку, затем в камеру сгорания, где происходит их воспламенение и горение. После воспламенения топливной смеси напряжение питания с агрегата зажигания снимается, и он выключается из рабочего процесса. Продукты сгорания, истекая через сопло, создают тягу двигателя. Двигатель выключается снятием напряжения с контактов электроклапанов, при этом прекращается доступ компонентов в камеру сгорания.

Тепловое состояние двигателя во время его работы во всех режимах обеспечивается внутренним пленочным и наружным регенеративным охлаждением камеры сгорания, радиационным охлаждением сопла, контактным теплообменом через фланец крепления двигателя к МТКК и/или прокачкой теплоносителя через теплообменный контур смесительной головки. Теплоизоляция сопла поддерживает заданный тепловой режим конструкции двигателя и уменьшает передачу тепловых радиационных потоков от двигателя к расположенным вблизи него элементам МТКК.

Двигатель может работать в однокомпонентном режиме на газообразном кислороде со средней номинальной тягой 45 Н и средним удельным импульсом тяги 700 м/с. Поставляемый потребителю двигатель в настройке и регулировке не нуждается.



**Двигатель предназначен для использования  
в составе многоразового транспортного  
космического корабля "Буран".**

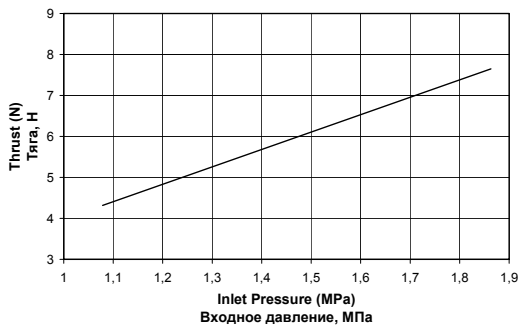
### Технические характеристики

Компоненты, окислитель/ горючее	O <sub>2</sub> (газ)/керосин
Средняя номинальная тяга, Н	196,1
Средний уд. импульс в непрерывном. режиме, с	257
Номинальное давление на входе, МПа	3,43/1,62
Максимальное давление на входе, МПа	5,89/1,96
Минимальное давление на входе, МПа	2,45/1,37
Средний мин. импульс за включение, Н·с	11,2
Время включения, с	0,06-100
Геометрическая степень расширения сопла	52,9
Максимальная длина, мм	360
Максимальный диаметр сопла, мм	Ø94
Максимальная масса, кг	6,3
Суммарный импульс, кН·с	857,4
Ресурс по включениям, кол-во вкл.	40 000
Номинальное напряжение, В	27
Диапазон напряжений, В	23...34
Ток срабатывания, А	0,05/0,2...0,3

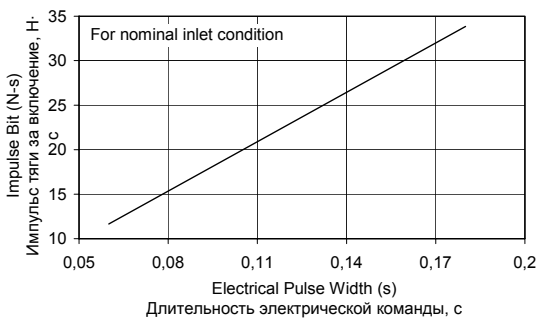


# SERIAL BIPROPELLANT LOW THRUST ROCKET ENGINE 17D16

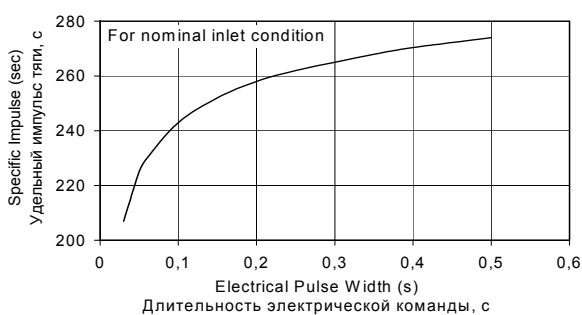
**Thrust versus Inlet Pressure curve**  
Зависимость тяги от входного давления



**Impulse Bit versus Electrical Pulse Width curve**  
Зависимость Ивк от длительности электрической команды



**Specific Impulse versus Electrical Pulse Width curve**  
Зависимость Иуд от длительности электрической команды



The thruster is designed to control the attitude of re-usable transportation space vehicle (RTSV) by commands provided by a control system (CS). The thruster produces rated thrust of 196.1 N and is capable for the repeated starts-up of duration from 0.06 sec to 100 sec.

In the thruster there are the solenoid-operated valves (SOV) developed and fabricated by FSUE R&DIME: the PT.200.00-01 type is in a fuel line and the 6PT.200.00-03 type is in an oxidizer line. The SOV PT.200.00-01 is a single-seat, single-stage valve with teflon sealing and is designed for supply and shut-off of fuel for an injector. It has mass of 0.18 kg, response time of not over 0.03 sec, current consumption of not over 0.74 A at voltage of 34 V and temperature of 20°C. The SOV 6PT.200.00-03 is a two-stage valve with teflon sealing and is designed for supply and shut-off of oxidizer for an injector. It has mass of 0.16 kg, response time of not over 0.025 sec, electric current consumption of not over 0.16 A at voltage of 34 V and temperature of 20°C. The ignition of a propellant mixture in a combustion chamber is carried out by an igniting unit, consuming not over 1 A within 0.120 sec.

The thruster has a stabilizer, providing a constant flow rate of oxidizer in case of possible pressure changes at a thruster inlet.

The thruster start-up is carried out by supply of voltage to the solenoid-operated valves of oxidizer and fuel and also to the igniting unit with the help of commands from CS. The valves are opened; the propellants enter the injector and then come to the combustion chamber, where propellant mixture ignition and combustion occur. After the ignition of propellant mixture supply voltage is removed from the igniting unit and the mentioned unit is out of an operation process. Combustion products, outflowing from the nozzle, produce thrust of the thruster. The thruster is cut-off by removing voltage from valve contacts. In this case the access of propellants to the combustion chamber stops.

Thermal conditions of thruster during its firing operation in all the modes are provided by the internal film and external regenerative cooling of the combustion chamber, the radiation cooling of nozzle, a contact heat exchange via the flange of thruster attachment to RTSV and/or by pumping a warming-up fluid through the head-exchanging circuit of injector. The thermoinsulation of nozzle keeps a preset thermal mode of a thruster structure and reduces the transfer of heat radiation fluxes from the thruster to the RTSV elements located in proximity to the thruster.

The thruster can operate in a single-propellant mode with gaseous oxygen at average rated thrust of 45N and average specific impulse of 700 m/sec. The thruster to be supplied to a customer does not require adjustment and regulation.

ФГУП "НИИМаш"



FSUE "R&DIME"

ФГУП "НИИМаш" располагает стендовой, экспериментальной, производственной базами, научным, инженерным и конструкторским потенциалом, позволяющими проведение НИР и ОКР по двигателестроению малого класса в интересах отечественных и зарубежных заказчиков.

ФГУП "НИИМаш" заключает контракты на изготовление и поставку серийно изготавливаемых ракетных двигателей малой тяги и электроклапанов.

ФГУП "НИИМаш" проводит разработку, изготовление, эксплуатацию, ремонт и техническое обслуживание стендового испытательного оборудования, применяемого при отработке ракетно-космической техники.

FSUE R&DIME possesses the stand, experimental, production bases and the scientific, engineering and designing potential, allowing to carry out scientific and research works and experimental-designing works on small-class propulsion engineering in the interests of domestic and foreign customers.

FSUE R&DIME concludes contracts on production and supply of serial Low Thrust Rocket Engines and electrically actuated valves

FSUE R&DIME creates and manufactures test stand equipment, provides its operational use and maintenance during development of space articles.

## Technical characteristics

Propellants, Fuel/Oxidizer	O <sub>2</sub> (gas)/kerosene
Average Nominal Thrust, N (lb <sub>r</sub> )	196.10 (40.85)
Average Specific Impulse, Steady State, sec	257
Nominal Inlet Pressure, MPa (psi)	3.43/1.62 (497.47/234.96)
Maximum Inlet Pressure, MPa (psi)	5.89/1.96 (852.81/284.27)
Minimum Inlet Pressure, MPa (psi)	2.45/1.37 (355.34/199.00)
Minimum Impulse Bit, N-s (lb-s)	11.2 (2.52)
Duration of Single Impulse, s	0.06-100
Nozzle Expansion Ratio	52.9
Maximum Thruster Length, mm (in)	360 (14.17)
Maximum Nozzle Diameter, mm (in)	Ø94 (3.70)
Maximum Mass, kg (lb <sub>m</sub> )	6.3 (13.9)
Total Impulse, kN-s (klb-s)	857.4 (193.02)
Cycle Life, Number of starts-up	40,000
Nominal Voltage, VDC	27
Voltage Range, VDC	23...34
Pull-in Current, A	0.05/0.2...0.3

ФГУП "НИИМаш"

Федерального Космического Агентства  
Россия, 624740, г. Нижняя Салда,  
Свердловской обл., ул. Строителей, 72  
тел.: 34 345 36 787 факс: 34 345 31 703, 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru



FSUE R&D Institute Of Mechanical Engineering

Federal Space Agency  
72, ul. Stroiteley, Nizhnyaya Salda,  
Sverdlovsk region, 624740, Russia  
phone: 007 34 345 36 787 fax: 007 34 345 31 703, 007 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru



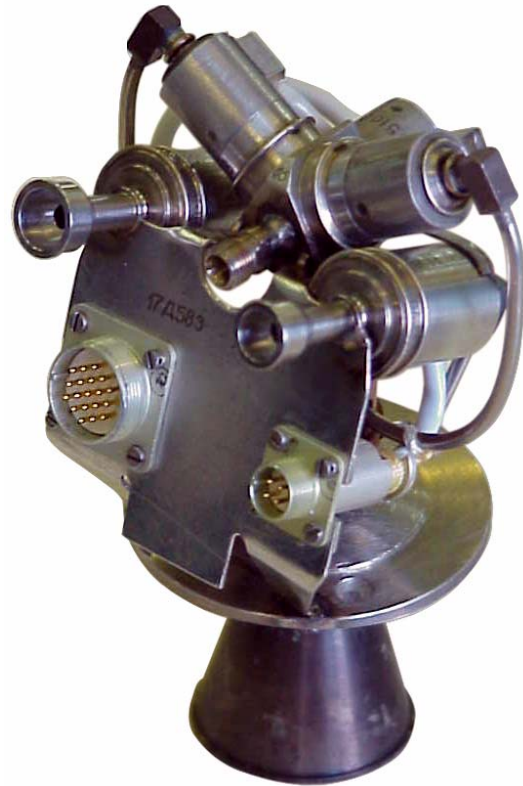
## СЕРИЙНЫЙ ДВУХКОМПОНЕНТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ МАЛОЙ ТЯГИ 17Д58Э

Двигатель предназначен для перемещения космического аппарата (КА) в пространстве по командам, подаваемым системой управления (СУ). Двигатель создает номинальную тягу величиной 13,3 Н и способен к многократным включениям длительностью от 0,03 с до 10000 с.

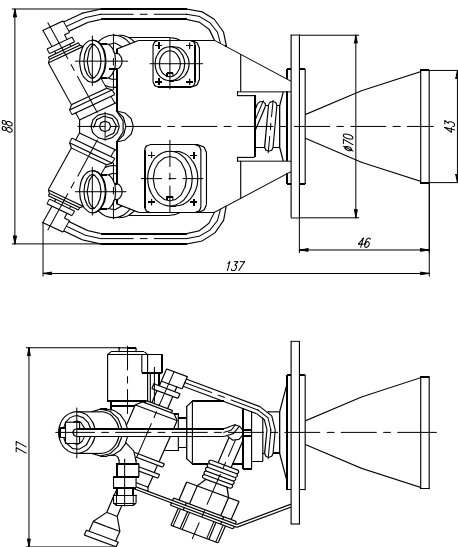
В двигателе используется электромагнитный клапан (ЭК) типа 12РТ.200.00 разработки и изготовления ФГУП “НИИМаш”. ЭК является односедельным одноступенчатым клапаном с фторопластовым уплотнением и предназначен для подачи и отсечки компонентов топлива в смесительную головку. Клапан имеет массу 0,035 кг, время срабатывания не более 0,015 с, токопотребление не более 0,083 А при напряжении 34 В и температуре 20°С. Двигатель имеет стабилизаторы расхода окислителя и горючего, обеспечивающие постоянный расход компонентов при возможных изменениях давления на входе. Это позволяет ограничить диапазон изменения тяги в пределах 13,0...14,0 Н при изменении входного давления от 1,18 до 3,43 МПа. Камера и сопло двигателя изготавливаются из нержавеющей стали.

При подаче напряжения на контакты ЭК по команде от СУ клапаны открываются. Компоненты топлива через каналы смесительной головки поступают в камеру сгорания, где происходит самовоспламенение топлива и его горение. Продукты сгорания, истекая через сопло, создают тягу двигателя. Двигатель выключается снятием напряжения с контактов клапанов, при этом клапаны закрываются, прекращается доступ компонентов в камеру сгорания. Продолжительность работы двигателя и пауз между его включениями регулируется СУ. Поставляемый потребителю двигатель не нуждается в настройке и регулировке.

Тепловое состояние двигателя во время его работы во всех режимах обеспечивается наружным регенеративным охлаждением камеры сгорания и радиационным охлаждением сопла. Окислитель и горючее, поступающие в двигатель, вначале проходят через тракт охлаждения, выполненный в виде навитых на камеру сгорания трубок, а затем через ЭК поступают в камеру сгорания. Тепловое состояние двигателя в период пассивного пребывания в космосе контролируется датчиком температуры, устанавливаемым в зоне клапана окислителя. Необходимый уровень температуры с целью исключения замерзания окислителя обеспечивается путем включения электрического нагревателя мощностью не более 2 Вт при напряжении питания 27 В. При необходимости возможно поддержание температурного режима контактным теплообменом через фланец крепления двигателя к КА. Возможно сочетание способов обеспечения теплового состояния.



К началу 2006 года 375 двигателей этого типа эксплуатировалось в орбитальной станции «Алмаз», разгонном блоке “Бриз”, модулях дооснащения орбитальной станции “Мир”: “Квант”, “Квант-2”, “Кристалл”, “Спектр”, “Природа”, первом российском модуле “Заря” международной космической станции (МКС) и спутнике связи “Молния”.



### Технические характеристики

Компоненты, горючее/окислитель	НДМГ/АТИН
Соотношение компонентов	1,85±0,2
Средняя номинальная тяга, Н	13,3
Средний уд. импульс в непрерывном режиме, с	274
Номинальное давление на входе, МПа	1,47
Максимальное давление на входе, МПа	3,43
Минимальное давление на входе, МПа	0,78
Средний мин. импульс за включение, Н·с	0,49
Время включения, с	0,030...10 000
Геометрическая степень расширения сопла	132,3
Максимальная длина, мм	137
Максимальный диаметр сопла, мм	Ø43
Максимальная масса, кг	0,55
Суммарный импульс, кН·с	2 394
Ресурс по включениям, кол-во вкл.	450 000
Номинальное напряжение, В	27
Диапазон напряжений, В	20...34
Ток срабатывания, А	0,03

### ФГУП “НИИМаш”

Федерального Космического Агентства  
 Россия, 624740, г. Нижняя Салда,  
 Свердловской обл., ул. Строителей, 72  
 тел.: 34 345 36 787 факс: 34 345 31 703, 34 345 30 654  
 E-mail: niimash@saldanet.ru

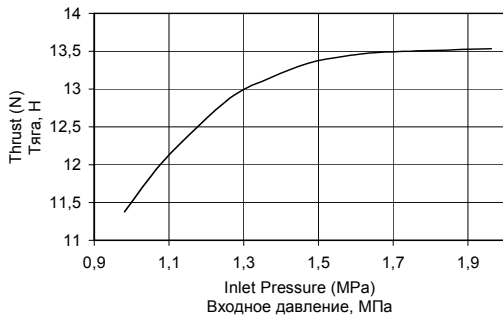


### FSUE R&D Institute Of Mechanical Engineering

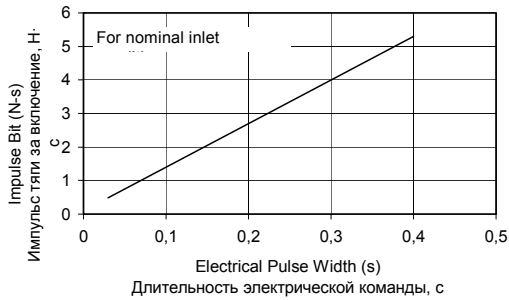
Federal Space Agency  
 72, ul. Stroiteley, Nizhnyaya Salda,  
 Sverdlovsk region, 624740, Russia  
 phone: 007 34 345 36 787 fax: 007 34 345 31 703, 007 34 345 30 654  
 E-mail: niimash@saldanet.ru

# SERIAL BIROPELLANT LOW THRUST ROCKET ENGINE 17D58E

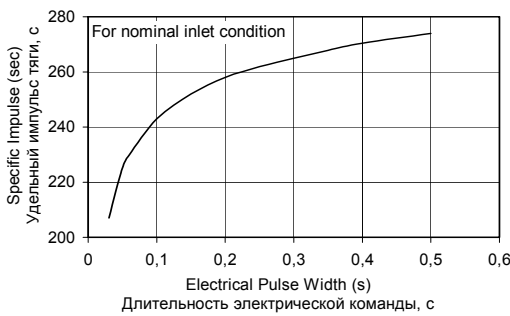
**Thrust versus Inlet Pressure curve**  
Зависимость тяги от входного давления



**Impulse Bit versus Electrical Pulse Width curve**  
Зависимость Ивк от длительности электрической команды



**Specific Impulse versus Electrical Pulse Width curve**  
Зависимость Иуд от длительности электрической команды



## Technical characteristics

Propellants, Fuel/Oxidizer	UDMH/NTO
Mixture Ratio	1.85 ± 0.2
Average Nominal Thrust, N (lbf)	13.3 (2.99)
Average Specific Impulse, Steady State, sec	274
Nominal Inlet Pressure, MPa (psi)	1.47 (213.21)
Maximum Inlet Pressure, MPa (psi)	3.43 (497.48)
Minimum Inlet Pressure, MPa (psi)	0.78 (113.13)
Minimum Impulse Bit, N-s (lb-s)	0.49 (0.11)
Duration of Single Impulse, s	0.030...10,000
Nozzle Expansion Ratio	132.3
Maximum Thruster Length, mm (in)	137 (5.39)
Maximum Nozzle Diameter, mm (in)	∅43 (1.69)
Maximum Mass, kg (lb <sub>m</sub> )	0.55 (1.21)
Total Impulse, kN-s (klb-s)	2,394 (538,170)
Cycle Life, Number of starts-up	450,000
Nominal Voltage, VDC	27
Voltage Range, VDC	20...34
Pull-in Current, A	0.03

The thruster is designed to move a space vehicle (SV) in the space by commands, provided by a control system (CS). The thruster produces the rated thrust of 13.3 N and is capable for the repeated starts-up of duration from 0.03 sec to 10,000 sec.

In the thruster there is the solenoid-operated valve (SOV) of 12PT.200.00 type, developed and fabricated by FSUE R&DIME. The SOV is a single-seat, single-stage valve with teflon sealing and is designed for supply and shut-off of propellants for an injector. The valve has mass of 0.035kg, response time of not over 0.015 sec, electric current consumption of not over 0.083 A at voltage of 34 V and temperature of 20°C. The chamber and nozzle of thruster are manufactured from stainless steel.

At the delivery of voltage to SOV contacts by a command from CS the valves are opened. The propellants via the passages of injector enter a combustion chamber, where the self-ignition of propellants and their combustion take place. Combustion products, outflowing through the nozzle, produce thrust of the thruster. The thruster is cut - off by removing voltage from the valve contacts. In this case the valves are closed, and the access of components to the combustion chamber stops. The duration of firing operation and pauses between thruster starts-up are regulated by CS. The thruster to be supplied to a customer does not require adjustment and regulation.

Thermal conditions of thruster during its operation in all the modes are provided by internal film cooling of the combustion chamber and radiation cooling of the nozzle. The oxidizer and fuel entering the thruster at first go through cooling passage made of tubes wound on the combustion chamber, and then enter the combustion chamber through the SOVs. The thermal conditions of thruster within passive life in the space are controlled by the temperature sensor, installed in the area of oxidizer valve. In order to exclude freezing of oxidizer the required level of temperature is provided by way of providing two electric heaters of total power not over 2 W at supply voltage of 27 V. If required, it is possible to keep a temperature regime by a contact heat exchange via the flange of thruster attachment to SV. The combination of methods for thermal condition providing is possible.

ФГУП “НИИМаш”  FSUE “R&DIME”

ФГУП “НИИМаш” располагает стендовой, экспериментальной, производственной базами, научным, инженерным и конструкторским потенциалом, позволяющими проведение НИР и ОКР по двигателестроению малого класса в интересах отечественных и зарубежных заказчиков.

ФГУП “НИИМаш” заключает контракты на изготовление и поставку серийно изготавливаемых ракетных двигателей малой тяги и электроклапанов.

ФГУП “НИИМаш” проводит разработку, изготовление, эксплуатацию, ремонт и техническое обслуживание стендового испытательного оборудования, применяемого при обработке ракетно-космической техники.

FSUE R&DIME possesses the stand, experimental, production bases, the scientific, engineering and designing potential, allowing to carry out scientific and research works and experimental-designing works on small-class propulsion engineering in the interests of domestic and foreign customers.

FSUE R&DIME concludes contracts on production and supply of serial Low Thrust Rocket Engines and electrically actuated valves.

FSUE R&DIME creates and manufactures test stand equipment, provides its operational use and maintenance during development of space articles.

## ФГУП “НИИМаш”

Федеральное Космическое Агентства  
Россия, 624740, г. Нижняя Салда,  
Свердловской обл., ул. Строителей, 72  
тел.: 34 345 36 787 факс: 34 345 31 703, 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru



## FSUE R&D Institute Of Mechanical Engineering

Federal Space Agency  
72, ul. Stroiteley, Nizhnyaya Salda,  
Sverdlovsk region, 624740, Russia  
phone: 007 34 345 36 787 fax: 007 34 345 31 703, 007 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru





## СЕРИЙНЫЙ ГАЗОВЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ МАЛОЙ ТЯГИ МД08

МД08 – это ракетный двигатель малой тяги, работающий на газообразном азоте или гелии.

Двигатель предназначен для точной ориентации космического аппарата (КА) в пространстве по командам, подаваемым системой управления (СУ). Двигатель создает номинальную тягу величиной 0,8 Н и способен к многократным включениям длительностью от 0,05 с до 100 с.

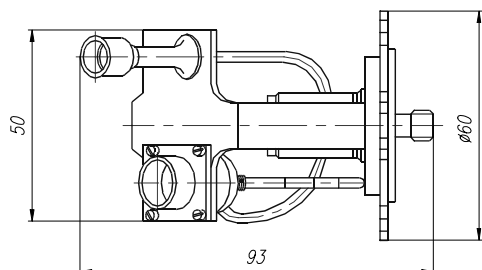
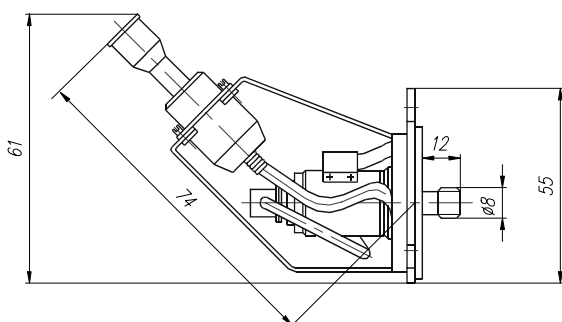
В двигателе используется электромагнитный клапан (ЭК) типа 12РТ.200-01 разработки и изготовления ФГУП "НИИМаш". ЭК является односедельным одноступенчатым клапаном с фторопластовым уплотнением и предназначен для подачи и отсечки газа в сопло двигателя. Клапан имеет массу 0,035 кг, время срабатывания не более 0,015 с, токопотребление не более 0,22 А при напряжении 34 В и температуре 20°C. К клапану приварен подводный трубопровод, внутри которого установлен жиклер настройки расхода газа.

При подаче напряжения на контакты ЭК по команде от СУ клапан открывается. Азот или гелий поступают в сопло двигателя и, истекая из него, создают тягу двигателя.

Двигатель выключается снятием напряжения с контактов клапанов, при этом клапан закрывается, прекращая поступление газа в сопло.

Продолжительность работы двигателя и пауз между его включениями регулируется СУ. Поставляемый потребителю двигатель не нуждается в настройке и регулировке.

Тепловое состояние двигателя обеспечивается контактным теплообменом через фланец крепления двигателя к КА.



**Восемь двигателей МД 08 обеспечили успешное выполнение полетов КА серии "Космос" и "Экспресс".**

### Технические характеристики

Рабочее тело	азот/гелий
Средняя номинальная тяга, Н	0,8/0,73
Средний уд. импульс в непрерывном режиме, с	73/169
Номинальное давление на входе, МПа	1,77
Максимальное давление на входе, МПа	1,96
Минимальное давление на входе, МПа	1,47
Средний мин. импульс за включение, Н·с	0,043/0,039
Время включения, с	0,050...100
Геометрическая степень расширения сопла	64,0
Максимальная длина, мм	93
Максимальный диаметр сопла, мм	∅8
Максимальная масса, кг	0,25
Суммарный импульс, кН·с	8/7,3
Ресурс по включениям, кол-во вкл.	80 000
Номинальное напряжение, В	27
Диапазон напряжений, В	20...34
Ток срабатывания, А	0,05...0,07

### ФГУП "НИИМаш"

Федерального Космического Агентства  
Россия, 624740, г. Нижняя Салда,  
Свердловской обл., ул. Строителей, 72  
тел.: 34 345 36 787 факс: 34 345 31 703, 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru

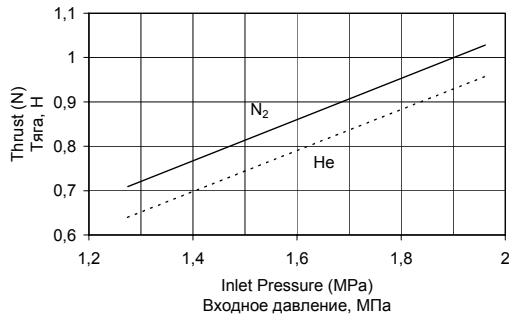


### FSUE R&D Institute Of Mechanical Engineering

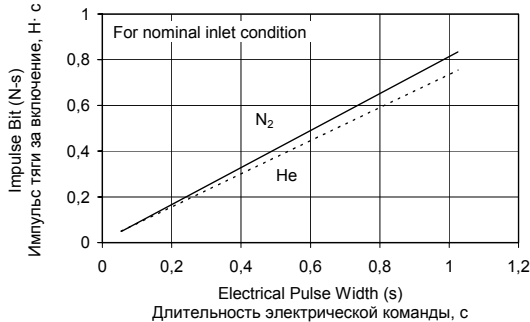
Federal Space Agency  
72, ul. Stroiteley, Nizhnyaya Salda,  
Sverdlovsk region, 624740, Russia  
phone: 007 34 345 36 787 fax: 007 34 345 31 703, 007 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru

# SERIAL COOL GAS LOW THRUST ROCKET ENGINE MD 08

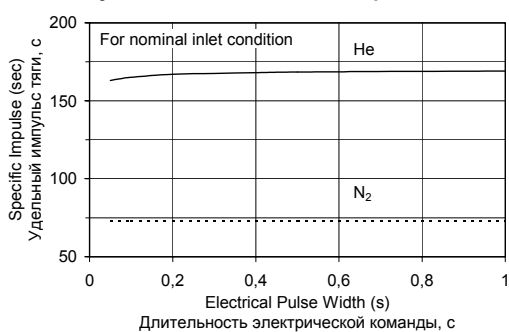
**Thrust versus Inlet Pressure curve**  
Зависимость тяги от входного давления



**Impulse Bit versus Electrical Pulse Width curve**  
Зависимость Ивк от длительности электрической команды



**Specific Impulse versus Electrical Pulse Width curve**  
Зависимость Иуд от длительности электрической команды



## Technical characteristics

Operation Medium	nitrogen/gelium
Average Nominal Thrust, N (lb <sub>f</sub> )	0.8 (0.18)/0.73 (0.16)
Average Specific Impulse, Steady State, sec	73/169
Nominal Inlet Pressure, MPa (psi)	1.77 (256.72)
Maximum Inlet Pressure, MPa (psi)	1.96 (284.27)
Minimum Inlet Pressure, MPa (psi)	1.47 (213.21)
Minimum Impulse Bit, N-s (lb-s)	0.043 (0.01)/0.039 (0.01)
Duration of Single Impulse s	0.050...100
Nozzle Expansion Ratio	64.0
Maximum Thruster Length, mm(in)	93 (3.66)
Maximum Nozzle Diameter, mm(in)	Ø8 (0.31)
Maximum Mass, kg(lb <sub>m</sub> )	0.25 (1.10)
Total Impulse, kN-s (klb-s)	8 (1,800)/7.3 (1,640)
Cycle Life, Number of starts-up	80,000
Nominal Voltage, VDC	27
Voltage Range, VDC	20...34
Pull-in Current, A	0.05...0.07

MD 08 is a low thrust rocket engine operating on gaseous nitrogen or helium.

The thruster is designed for precise stationkeeping of space vehicle (SV) in the space by commands provided by a control system (CS). The thruster produces rated thrust of 0.8 N and is capable for the repeated starts-up of duration from 0.05 sec to 100 sec.

In the thruster there is a solenoid-operated valve (SOV) of 12PT.200-01 type, developed and fabricated by FSUE R&DIME. The SOV is a single-seat, single-stage valve with teflon sealing and is designed for supply and shut-off of gas for a thruster nozzle. The valve has mass of 0.035 kg, response time of not over 0.015 sec, a current consumption of not over 0.22 A at voltage of 34 V and temperature of 20°C. An inlet pipeline is welded to the valve. A trim orifice for adjustment of a gas flow rate is installed inside the above pipeline.

At the delivery of voltage to SOV contacts the valve is opened by a command from CS. Nitrogen or helium enters a thruster nozzle and, by flowing out of the latter, produce thrust of the thruster.

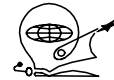
The thruster is cut-off by removing voltage from the valve contacts and in this case the valve is closed to stop the access of gas to the nozzle.

In the thruster, the duration of runs and pauses between starts-up is regulated by CS. The thruster to be supplied to a customer does not require adjustment and regulation.

The thermal condition of thruster is ensured by a contact heat exchange via the flange of thruster attachment to SV.

The eight thrusters MD 08 have ensured successful missions of by a command from CS the KOSMOS and EXPRESS series SVs.

ФГУП "НИИМаш"



FSUE "R&DIME"

ФГУП "НИИМаш" располагает стендовой, экспериментальной, производственной базами, научным, инженерным и конструкторским потенциалом, позволяющими проведение НИР и ОКР по двигателестроению малого класса в интересах отечественных и зарубежных заказчиков.

ФГУП "НИИМаш" заключает контракты на изготовление и поставку серийно изготавливаемых ракетных двигателей малой тяги и электроклапанов.

ФГУП "НИИМаш" проводит разработку, изготовление, эксплуатацию, ремонт и техническое обслуживание стендового испытательного оборудования, применяемого при отработке ракетно-космической техники.

FSUE R&DIME possesses the stand, experimental, production bases, the scientific, engineering and designing potential, allowing to carry out scientific and research works and experimental-designing works on small-class propulsion engineering in the interests of domestic and foreign customers.

FSUE R&DIME concludes contracts on production and supply of serial Low Thrust Rocket Engines and electrically actuated valves.

FSUE R&DIME creates and manufactures test stand equipment, provides equipment operational use and maintenance during development of space articles.

ФГУП "НИИМаш"

Федерального Космического Агентства  
Россия, 624740, г. Нижняя Салда,  
Свердловской обл., ул. Строителей, 72  
тел.: 34 345 36 787 факс: 34 345 31 703, 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru



FSUE R&D Institute Of Mechanical Engineering

Federal Space Agency  
72, ul. Stroiteley, Nizhnaya Salda,  
Sverdlovsk region, 624740, Russia  
phone: 007 34 345 36 787 fax: 007 34 345 31 703, 007 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru



## СЕРИЙНЫЙ ГАЗОВЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ МАЛОЙ ТЯГИ МД5

МД5 – это ракетный двигатель малой тяги, работающий на газообразном азоте или воздухе.

Двигатель предназначен для управления положением и перемещения средства передвижения космонавта, а также точной ориентации космического аппарата (КА) в пространстве по командам, подаваемым системой управления (СУ). Двигатель создает номинальную тягу величиной 4,9 Н и способен к многократным включениям длительностью от 0,012 с до 3000 с.

В двигателе используется электромагнитный клапан (ЭК) типа 6РТ.200.00 разработки и изготовления ФГУП “НИИМаш”. ЭК является двухступенчатым клапаном с фторопластовыми уплотнениями и предназначен для подачи и отсечки газа в сопло двигателя. Клапан имеет массу 0,16 кг, время срабатывания не более 0,025 с, токопотребление не более 0,2 А при напряжении 34 В и температуре 20°С.

При подаче напряжения на контакты ЭК по команде от СУ клапан открывается. Азот или воздух поступают в сопло двигателя и, истекая из него, создают тягу двигателя. При достижении давления в дозвуковой части сопла 0,078...0,17 МПа сигнализатор давления в камере (СДК) срабатывает, его контакты замыкают цепи и в СУ поступает сигнал о включении двигателя.

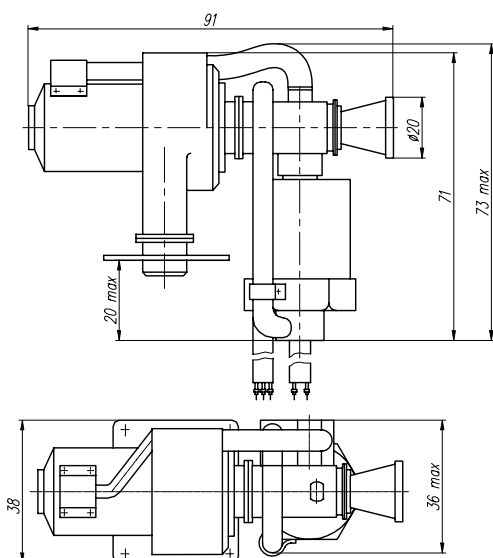
Двигатель выключается снятием напряжения с контактов клапана, при этом клапан закрывается, прекращая поступление газа в сопло. Давление в дозвуковой части сопла падает, контакты сигнализатора, размыкая цепи, дают сигнал в СУ об окончании работы двигателя. РДМТ5 имеет модификацию РДМТ5-01, в которой отсутствует СДК.

Продолжительность работы двигателя и пауз между его включениями регулируется СУ. Поставляемый потребителю двигатель не нуждается в настройке и регулировке.

Тепловое состояние двигателя обеспечивается контактным теплообменом через фланец крепления двигателя к КА.



**Тридцать два двигателя МД5 обеспечили успешное выполнение полетов средства передвижения космонавта.**



### Технические характеристики

Рабочее тело	воздух, азот
Средняя номинальная тяга, Н	4,9
Средний уд. импульс в непрерывном режиме, с	70
Номинальное давление на входе, МПа	1,23
Максимальное давление на входе, МПа	1,86
Минимальное давление на входе, МПа	1,08
Средний мин. импульс за включение, Н·с	0,049
Время включения, с	0,012...3 000
Геометрическая степень расширения сопла	74,7
Максимальная длина, мм	91
Максимальный диаметр сопла, мм	∅20
Максимальная масса, кг	0,35
Суммарный импульс, кН·с	147
Ресурс по включениям, кол-во вкл.	250 000
Номинальное напряжение, В	27
Диапазон напряжений, В	23...34
Ток срабатывания, А	0,025...0,05

### ФГУП “НИИМаш”

Федерального Космического Агентства  
Россия, 624740, г. Нижняя Салда,  
Свердловской обл., ул. Строителей, 72  
тел.: 34 345 36 787 факс: 34 345 31 703, 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru

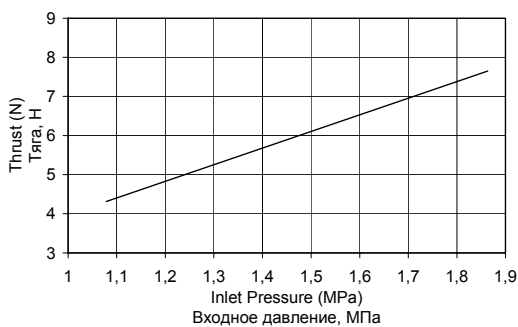


### FSUE R&D Institute Of Mechanical Engineering

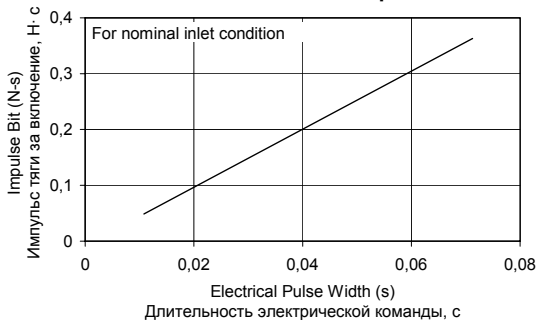
Federal Space Agency  
72, ul. Stroiteley, Nizhnyaya Salda,  
Sverdlovsk region, 624740, Russia  
phone: 007 34 345 36 787 fax: 007 34 345 31 703, 007 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru

# SERIAL COOL GAS LOW THRUST ROCKET ENGINE MD5

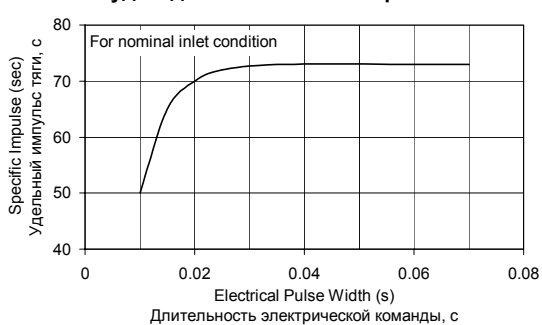
**Thrust versus Inlet Pressure curve**  
Зависимость тяги от входного давления



**Impulse Bit versus Electrical Pulse Width curve**  
Зависимость Ивк от длительности электрической команды



**Specific Impulse versus Electrical Pulse Width curve**  
Зависимость Иуд от длительности электрической команды



## Technical characteristics

Operation Medium	air, nitrogen
Average Nominal Thrust, N (lb <sub>r</sub> )	4.9 (1.10)
Average Specific Impulse, Steady State, sec	70
Nominal Inlet Pressure, MPa (psi)	1.23 (178.40)
Maximum Inlet Pressure, MPa (psi)	1.86 (269.77)
Minimum Inlet Pressure, MPa (psi)	1.08 (156.64)
Minimum Impulse Bit, N-s (lb-s)	0.049 (0.01)
Duration of Single Impulse, s	0.012...3,000
Nozzle Expansion Ratio	74.7
Maximum Thruster Length, mm(in)	91 (3.58)
Maximum Nozzle Diameter, mm(in)	∅20 (0.79)
Maximum Mass, kg(lb <sub>m</sub> )	0.35 (0.77)
Total Impulse, kN-s (klb-s)	147 (33,050)
Cycle Life, Number of starts-up	250,000
Nominal Voltage, VDC	27
Voltage Range, VDC	23...34
Pull-in Current, A	0.03...0.05

MD 5 is a low thrust rocket engine operating on gaseous nitrogen or air.

The thruster is designed to control an attitude and move an astronaut motion unit (AMU) and also for precise stationkeeping of a space vehicle (SV) in the space by commands provided by a control system (CS). The thruster produces rated thrust of 4.9 N and is capable for the repeated starts-up of duration from 0.012 sec to 3,000 sec.

In the thruster there is a solenoid-operated valve (SOV) of 6PT.200-00 type, developed and fabricated by FSUE R&DIME. The SOV is a two-stage valve with teflon sealing and is designed for supply and shut-off of gas for thruster nozzle. The valve has mass of 0.16 kg, response time of not over 0.025 sec, current consumption of not over 0.2 A at the voltage of 34 V and temperature of 20°C.

At the delivery of voltage to SOV contacts the valve is opened by a command from CS. Nitrogen or air enters a thruster nozzle and by flowing out of the latter, produces thrust of the thruster. When pressure in the subsonic section of nozzle reaches 0.078...0.17 MPa, the pressure indicator in combustion chamber (CCPI) responds, indicator contacts close circuits and the signal on start-up of thruster enters CS.

The thruster is cut-off by removing voltage from the valve contacts. In this case the valve is closed to stop the access of gas to the nozzle. The pressure in nozzle subsonic section drops, indicator contacts open the circuits and supply the signal to CS on a thruster cut-off. The thruster MD 5 has the MD 5-01 modification, where the CCPI is not available.

In the thruster, the durations of runs and pauses between starts-up are regulated by CS. The thruster to be supplied to a customer does not require adjustment and regulation.

The thermal condition of thruster is ensured by a contact heat exchange via the flange of thruster attachment to SV.

The thirty two MD 51 thrusters have ensured successful AMU missions.

ФГУП "НИИМаш"  FSUE "R&DIME"

ФГУП "НИИМаш" располагает стендовой, экспериментальной, производственной базами, научным, инженерным и конструкторским потенциалом, позволяющими проведение НИР и ОКР по двигателестроению малого класса в интересах отечественных и зарубежных заказчиков.

ФГУП "НИИМаш" заключает контракты на изготовление и поставку серийно изготавливаемых ракетных двигателей малой тяги и электроклапанов.

ФГУП "НИИМаш" проводит разработку, изготовление, эксплуатацию, ремонт и техническое обслуживание стендового испытательного оборудования, применяемого при отработке ракетно-космической техники.

FSUE R&DIME possesses the stand, experimental, production bases, the scientific, engineering and designing potential, allowing to carry out scientific and research works and experimental-designing works on small-class propulsion engineering in the interests of domestic and foreign customers.

FSUE R&DIME concludes contracts on production and supply of serial Low Thrust Rocket Engines and electrically actuated valves.

FSUE R&DIME creates and manufactures test stand equipment, provides equipment operational use and maintenance during development of space articles.

## ФГУП "НИИМаш"

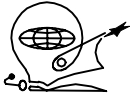
Федерального Космического Агентства  
Россия, 624740, г. Нижняя Салда,  
Свердловской обл., ул. Строителей, 72  
тел.: 34 345 36 787 факс: 34 345 31 703, 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru



## FSUE R&D Institute Of Mechanical Engineering

Federal Space Agency  
72, ul. Stroiteley, Nizhnyaya Salda,  
Sverdlovsk region, 624740, Russia  
phone: 007 34 345 36 787 fax: 007 34 345 31 703, 007 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru





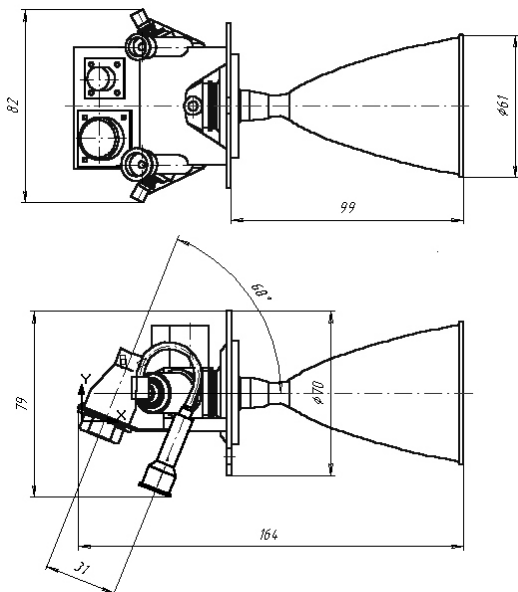
## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ ДВУХКОМПОНЕНТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ МАЛОЙ ТЯГИ РДМТ10

Двигатель предназначен для перемещения космического аппарата (КА) в пространстве по командам, подаваемым системой управления (СУ). Двигатель создает номинальную тягу величиной 12 Н и способен к многократным включениям длительностью от 0,020 с до 10000 с.

В двигателе используется электромагнитный клапан (ЭК) типа 12РТ.200.00 разработки и изготовления ФГУП “НИИМаш”. ЭК является односедельным одноступенчатым клапаном с фторопластовым уплотнением и предназначен для подачи и отсеки компонентов топлива в смесительную головку. Клапан имеет массу 0,035 кг, время срабатывания не более 0,015 с, токопотребление не более 0,083 А при напряжении 34 В и температуре 20°С. Камера и сопло двигателя изготавливаются из ниобиевого сплава с жаростойким силицидным покрытием.

При подаче напряжения на контакты ЭК по команде от СУ клапаны открываются. Компоненты топлива через каналы смесительной головки поступают в камеру сгорания, где происходит самовоспламенение топлива и его горение. Продукты сгорания, истекая через сопло, создают тягу двигателя. Двигатель выключается снятием напряжения с контактов клапанов, при этом клапаны закрываются, прекращается доступ компонентов в камеру сгорания. Продолжительность работы двигателя и пауз между его включениями регулируется СУ. Поставляемый потребителю двигатель не нуждается в настройке и регулировке.

Тепловое состояние двигателя во время его работы во всех режимах обеспечивается наружным регенеративным охлаждением камеры сгорания и радиационным охлаждением сопла. Окислитель и горючее, поступающие в двигатель, вначале проходят через тракт охлаждения, выполненный в виде навитых на камеру сгорания трубок, а затем через ЭК поступают в камеру сгорания. Тепловое состояние двигателя в период пассивного пребывания в космосе контролируется датчиком температуры, устанавливаемым в зоне клапана окислителя. Необходимый уровень температуры с целью исключения замерзания окислителя обеспечивается путем включения электрического нагревателя мощностью не более 2 Вт при напряжении питания 27 В. При необходимости возможно поддержание температурного режима контактным теплообменом через фланец крепления двигателя к КА. Возможно сочетание способов обеспечения теплового состояния.



### Технические характеристики

Компоненты, горючее/окислитель	НДМГ/АТИН
Соотношение компонентов	1,85±0,2
Средняя номинальная тяга, Н	12
Средний уд. импульс в непрерывном режиме, с	295
Номинальное давление на входе, МПа	1,47
Максимальное давление на входе, МПа	2,0
Минимальное давление на входе, МПа	0,98
Средний мин. импульс за включение, Н с	0,2
Время включения, с	0,020...10 000
Геометрическая степень расширения сопла	295
Максимальная длина, мм	164
Максимальная масса, кг	0,35
Суммарный импульс кН с	120
Ресурс по включениям, кол-во вкл.	450 000*
Номинальное напряжение, В	27
Диапазон напряжений, В	20...34
Ток срабатывания, А	0,03

\*Прогнозируется для подтверждения при наземной экспериментальной отработке.

### ФГУП “НИИМаш”

Федерального Космического Агентства  
 Россия, 624740, г. Нижняя Салда,  
 Свердловской обл., ул. Строителей, 72  
 тел.: 34 345 36 787 факс: 34 345 31 703, 34 345 30 654  
 E-mail: niimash@saldanet.ru

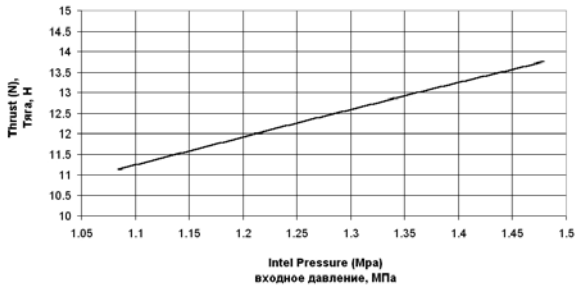


### FSUE R&D Institute Of Mechanical Engineering

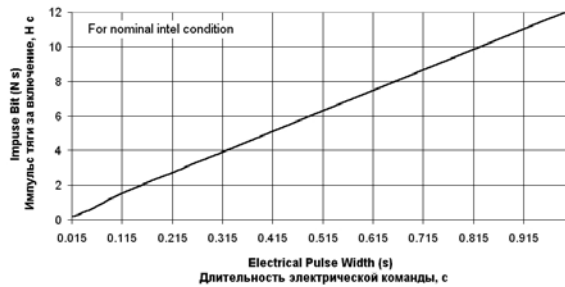
Federal Space Agency  
 72, ul. Stroiteley, Nizhnyaya Salda,  
 Sverdlovsk region, 624740, Russia  
 phone: 007 34 345 36 787 fax: 007 34 345 31 703, 007 34 345 30 654  
 E-mail: niimash@saldanet.ru

# EXPERIMENTAL BIPROPELLANT LOW THRUST ROCKET ENGINE RDMT10

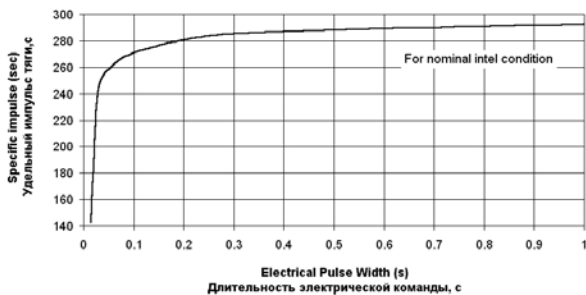
Thrust versus inlet Pressures curve  
Зависимость тяги от входного давления



Impulse Bit versus Electrical Pulse Width curve  
Зависимость ИВк от длительности электрической команды



Specific Impulse versus Electrical Pulse Width curve  
Зависимость Иуд от длительности электрической команды



## Technical characteristics

Propellants, Fuel/Oxidizer	UDMH/NTO
Mixture Ratio	1.85±0.2
Average Nominal Thrust, N	12
Average Specific Impulse, Steady State, s	295
Nominal Inlet Pressure, MPa	1.47
Maximum Inlet Pressure, MPa	2.0
Minimum Inlet Pressure, MPa	0.98
Minimum Impulse Bit, N.s	0.2
On-time, s	0.020...10,000
Nozzle Expansion Ratio	295
Maximum Thruster Length, mm	164
Maximum Mass, kg	0.35
Total Impulse, kN.s	120
Cycle Life, Number of starts-up	450,000
Nominal Voltage, VDC	27
Voltage Range, VDC	20...34
Pull-in Current, A	0.03
*Forecast to be verified at ground experimental development.	

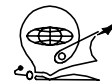
The thruster is designed to move a space vehicle (SV) in the space by commands, provided by a control system (CS). The thruster produces the rated thrust of 12 N and is capable for the repeated starts-up of duration from 0.020 sec to 10,000 sec.

In the thruster there is the solenoid-operated valve (SOV) of 12 PT.200.00 type, developed and fabricated by FSUE R&DIME. The SOV is a single-seat, single-stage valve with teflon sealing and is designed for supply and shut-off of propellants for an injector. The valve has mass of 0.035kg, response time of not over 0.015 sec, electric current consumption of not over 0.083 A at voltage of 34 V and temperature of 20°C. The chamber and nozzle of thruster are manufactured of niobium alloy with heat-resistant coating.

At the delivery of voltage to SOV contacts by a command from CS the valves are opened. The propellants via the passages of injector enter a combustion chamber, where the self-ignition of propellants and their combustion take place. Combustion products, outflowing through the nozzle, produce thrust of the thruster. The thruster is cut-off by removing voltage from the valve contacts. In this case the valves are closed, and the access of components to the combustion chamber stops. The duration of firing operation and pauses between thruster starts-up are regulated by CS. The thruster to be supplied to a customer does not require adjustment and regulation.

Thermal conditions of thruster during its operation in all the modes are provided by internal film cooling of the combustion chamber and radiation cooling of the nozzle. The oxidizer and fuel, entering the thruster, at first go through the cooling passage made of tubes, wound on the combustion chamber, and then enter the combustion chamber through the SOV. The thermal conditions of thruster within passive life in the space are controlled by the temperature sensor, installed in the area of oxidizer valve. In order to exclude freezing of oxidizer the required level of temperature is provided by way of providing two electric heaters of total power not over 2.0 W at supply voltage of 27 V. If required, it is possible to keep a temperature regime by a contact heat exchange via the flange of thruster attachment to SV. The combination of methods for thermal condition providing is possible.

ФГУП "НИИМаш"



FSUE "R&DIME"

ФГУП "НИИМаш" располагает стендовой, экспериментальной, производственной базами, научным, инженерным и конструкторским потенциалом, позволяющими проведение НИР и ОКР по двигателестроению малого класса в интересах отечественных и зарубежных заказчиков.

ФГУП "НИИМаш" заключает контракты на изготовление и поставку серийно изготавливаемых ракетных двигателей малой тяги и электроклапанов.

ФГУП "НИИМаш" проводит разработку, изготовление, эксплуатацию, ремонт и техническое обслуживание стендового испытательного оборудования, применяемого при отработке ракетно-космической техники.

FSUE R&DIME possesses the stand, experimental, production bases, the scientific, engineering and designing potential, allowing to carry out scientific and research works and experimental-designing works on small-class propulsion engineering in the interests of domestic and foreign customers.

FSUE R&DIME concludes contracts on production and supply of serial Low Thrust Rocket Engines and electrically actuated valves.

FSUE R&DIME creates and manufactures test stand equipment, provides equipment operational use and maintenance during development of space articles.

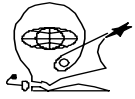
ФГУП "НИИМаш"

Федерального Космического Агентства  
Россия, 624740, г. Нижняя Салда,  
Свердловской обл., ул. Строителей, 72  
тел.: 34 345 36 787 факс: 34 345 31 703, 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru



FSUE R&D Institute Of Mechanical Engineering

Federal Space Agency  
72, ul. Stroiteley, Nizhnyaya Salda,  
Sverdlovsk region, 624740, Russia  
phone: 007 34 345 36 787 fax: 007 34 345 31 703, 007 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru



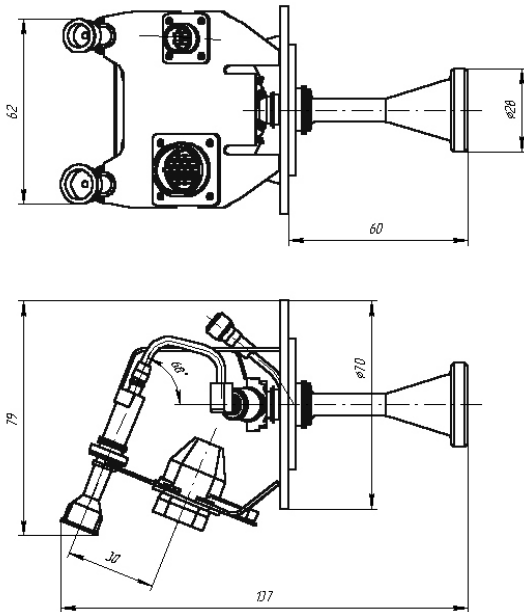
## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ ДВУХКОМПОНЕНТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ МАЛОЙ ТЯГИ РДМТЗ

Двигатель предназначен для перемещения космического аппарата (КА) в пространстве по командам, подаваемым системой управления (СУ). Двигатель создает номинальную тягу величиной 3 Н и способен к многократным включениям длительностью от 0,020 с до 600 с.

В двигателе используется электромагнитный клапан (ЭК) типа 18РТ.200.00 разработки и изготовления ФГУП “НИИМаш”. ЭК является односедельным одноступенчатым клапаном с фторопластовым уплотнением и предназначен для подачи и отсеки компонентов топлива в смесительную головку. Клапан имеет массу 0,008 кг, время срабатывания не более 0,0015 с, токопотребление не более 0,4 А при напряжении 34 В и температуре 20°С. Камера и сопло двигателя изготавливаются из ниобиевого сплава с жаростойким силицидным покрытием.

При подаче напряжения на контакты ЭК по команде от СУ клапаны открываются. Компоненты топлива через каналы смесительной головки поступают в камеру сгорания, где происходит самовоспламенение топлива и его горение. Продукты сгорания, истекая через сопло, создают тягу двигателя. Двигатель выключается снятием напряжения с контактов клапанов, при этом клапаны закрываются, прекращается доступ компонентов в камеру сгорания. Продолжительность работы двигателя и пауз между его включениями регулируется СУ. Поставляемый потребителю двигатель не нуждается в настройке и регулировке.

Тепловое состояние двигателя во время его работы во всех режимах обеспечивается наружным регенеративным охлаждением камеры сгорания и радиационным охлаждением сопла. Окислитель и горючее, поступающие в двигатель, вначале проходят через тракт охлаждения, выполненный в виде навитых на камеру сгорания трубок, а затем через ЭК поступают в камеру сгорания. Тепловое состояние двигателя в период пассивного пребывания в космосе контролируется датчиком температуры, устанавливаемым в зоне клапана окислителя. Необходимый уровень температуры с целью исключения замерзания окислителя обеспечивается путем включения электрического нагревателя мощностью не более 2 Вт при напряжении питания 27 В. При необходимости возможно поддержание температурного режима контактным теплообменом через фланец крепления двигателя к КА. Возможно сочетание способов обеспечения теплового состояния.



### Технические характеристики

Компоненты, горючее/окислитель	НДМГ/АТИН
Соотношение компонентов	1,85±0,2
Средняя номинальная тяга, Н	3
Средний уд. импульс в непрерывном режиме, с	283
Номинальное давление на входе, МПа	1,47
Максимальное давление на входе, МПа	2,0
Минимальное давление на входе, МПа	0,98
Средний мин. импульс за включение, Н с	0,07
Время включения, с	0,020...600
Геометрическая степень расширения сопла	127
Максимальная длина, мм	137
Максимальная масса, кг	0,31
Суммарный импульс кН с	1,8
Ресурс по включениям, кол-во вкл.	450 000*
Номинальное напряжение, В	27
Диапазон напряжений, В	20...34
Ток срабатывания, А	0,2
*Прогнозируется для подтверждения при наземной экспериментальной отработке.	

### ФГУП “НИИМаш”

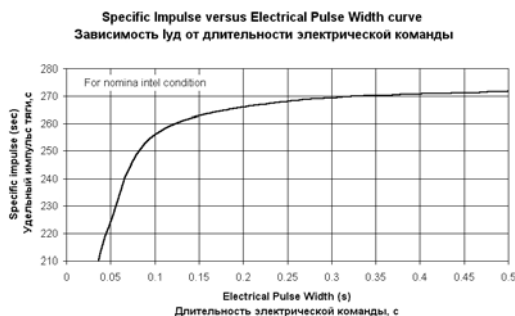
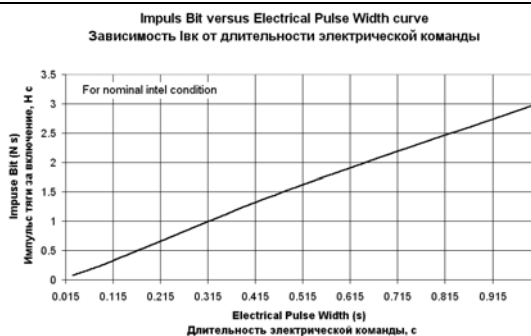
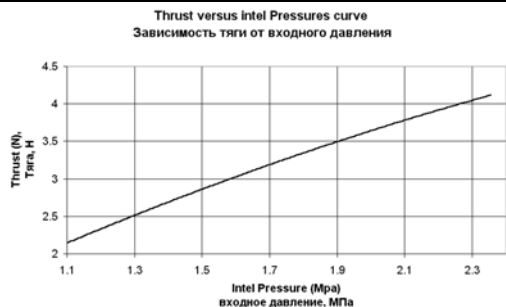
Федерального Космического Агентства  
Россия, 624740, г. Нижняя Салда,  
Свердловской обл., ул. Строителей, 72  
тел.: 34 345 36 787 факс: 34 345 31 703, 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru



### FSUE R&D Institute Of Mechanical Engineering

Federal Space Agency  
72, ul. Stroiteley, Nizhnyaya Salda,  
Sverdlovsk region, 624740, Russia  
phone: 007 34 345 36 787 fax: 007 34 345 31 703, 007 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru

# EXPERIMENTAL BIROPELLANT LOW THRUST ROCKET ENGINE RDMT3



The thruster is designed to move a space vehicle (SV) in the space by commands, provided by a control system (CS). The thruster produces the rated thrust of 3.0 N and is capable for the repeated starts-up of duration from 0.020 sec to 600 sec.

In the thruster there is the solenoid-operated valve (SOV) of 18PT.200.00 type, developed and fabricated by FSUE R&DIME. The SOV is a single-seat, single-stage valve with teflon sealing and is designed for supply and shut-off of propellants for an injector. The valve has mass of 0.008kg, response time of not over 0.0015 sec, electric current consumption of not over 0.4 A at voltage of 34 V and temperature of 20°C. The chamber and nozzle of thruster are manufactured of a columbium alloy with heat-resistant coating.

At the delivery of voltage to SOV contacts by a command from CS the valves are opened. The propellants via the passages of injector enter a combustion chamber, where the self-ignition of propellants and their combustion take place. Combustion products, outflowing through the nozzle, produce thrust of the thruster. The thruster is cut-off by removing voltage from the valve contacts. In this case the valves are closed, and the access of components to the combustion chamber stops. The duration of firing operation and pauses between thruster starts-up are regulated by CS. The thruster to be supplied to a customer does not require adjustment and regulation.

Thermal conditions of thruster during its operation in all the modes are provided by internal film cooling of the combustion chamber and radiation cooling of the nozzle. The oxidizer and fuel, entering the thruster, at first go through the cooling passage made of tubes wound on the combustion chamber and then enter the combustion chamber through the SOVs. The thermal conditions of thruster within passive life in the space are controlled by the temperature sensor, installed in the area of oxidizer valve. In order to exclude freezing of oxidizer the required level of temperature is provided by way of providing two electric heaters of total power not over 2.0 W at supply voltage of 27 V. If required, it is possible to keep a temperature regime by a contact heat exchange via the flange of thruster attachment to SV. The combination of methods for thermal condition providing is possible.

## Technical characteristics

Propellants, Fuel/Oxidizer	UDMH/NTO
Mixture Ratio	1.85±0.2
Average Nominal Thrust, N	3
Average Specific Impulse, Steady State, s	283
Nominal Inlet Pressure, MPa	1.47
Maximum Inlet Pressure, MPa	2.0
Minimum Inlet Pressure, MPa	0.98
Minimum Impulse Bit, N.s	0.07
On-time, s	0.020...600
Nozzle Expansion Ratio	127
Maximum Thruster Length, mm	137
Maximum Mass, kg	0.35
Total Impulse, kN.s	1.8
Cycle Life, Number of starts-up	450,000
Nominal Voltage, VDC	27
Voltage Range, VDC	20...34
Pull-in Current, A	0.2

\*Forecast to be verified at ground experimental development.

ФГУП "НИИМаш"



FSUE "R&DIME"

ФГУП "НИИМаш" располагает стендовой, экспериментальной, производственной базами, научным, инженерным и конструкторским потенциалом, позволяющими проведение НИР и ОКР по двигателестроению малого класса в интересах отечественных и зарубежных заказчиков.

ФГУП "НИИМаш" заключает контракты на изготовление и поставку серийно изготавливаемых ракетных двигателей малой тяги и электроклапанов.

ФГУП "НИИМаш" проводит разработку, изготовление, эксплуатацию, ремонт и техническое обслуживание стендового испытательного оборудования, применяемого при отработке ракетно-космической техники.

FSUE R&DIME possesses the stand, experimental, production bases, the scientific, engineering and designing potential, allowing to carry out scientific and research works and experimental-designing works on small-class propulsion engineering in the interests of domestic and foreign customers.

FSUE R&DIME concludes contracts on production and supply of serial Low Thrust Rocket Engines and electrically actuated valves.

FSUE R&DIME creates and manufactures test stand equipment, provides equipment operational use and maintenance during development of space articles.

## ФГУП "НИИМаш"

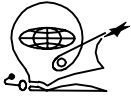
Федерального Космического Агентства  
Россия, 624740, г. Нижняя Салда,  
Свердловской обл., ул. Строителей, 72  
тел.: 34 345 36 787 факс: 34 345 31 703, 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru



## FSUE R&D Institute Of Mechanical Engineering

Federal Space Agency  
72, ul. Stroiteley, Nizhnyaya Salda,  
Sverdlovsk region, 624740, Russia  
phone: 007 34 345 36 787 fax: 007 34 345 31 703, 007 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru





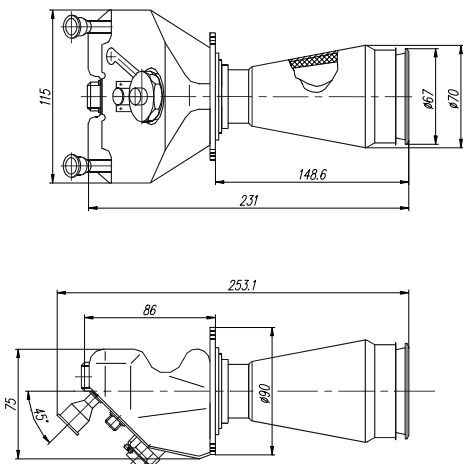
## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ ДВУХКОМПОНЕНТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ МАЛОЙ ТЯГИ РДМТ50М

Двигатель предназначен для перемещения космического аппарата (КА) в пространстве по командам, подаваемым системой управления (СУ). Двигатель создает номинальную тягу величиной 54 Н и способен к многократным включениям длительностью от 0,03 с до 300 с.

В двигателе используется электромагнитный клапан (ЭК) типа РТ.200.00 разработки и изготовления ФГУП “НИИМаш”. ЭК является односедельным одноступенчатым клапаном с фторопластовым уплотнением и предназначен для подачи и отсечки компонентов топлива в смесительную головку. К клапанам приварены подводящие трубопроводы окислителя и горючего, внутри которых установлены жиклеры настройки расходов окислителя и горючего. Двигатель с помощью жиклеров настроен на заданное соотношение компонентов топлива. Камера и сопло двигателя изготавливаются из ниобиевого сплава с жаростойким силицидным покрытием.

При подаче напряжения на контакты ЭК по команде от СУ клапаны открываются. Компоненты топлива через каналы смесительной головки поступают в камеру сгорания, где происходит самовоспламенение топлива и его горение. Продукты сгорания, истекая через сопло, создают тягу двигателя. При достижении давления в камере сгорания 0,078...0,15 МПа сигнализатор давления в камере срабатывает, его контакты замыкают цепи и в СУ поступает сигнал о включении двигателя. Двигатель выключается снятием напряжения с контактов клапанов, при этом клапаны закрываются, прекращается доступ компонентов в камеру сгорания. Давление в камере сгорания падает, контакты сигнализатора, размыкая цепи, дают сигнал в СУ об окончании работы двигателя. Продолжительность работы двигателя и пауз между его включениями регулируется СУ. Поставляемый потребителю двигатель не нуждается в настройке и регулировке.

Тепловое состояние двигателя во время его работы во всех режимах обеспечивается внутренним пленочным охлаждением камеры сгорания и радиационным охлаждением сопла. Теплоизоляция сопла и смесительной головки поддерживает заданный тепловой режим конструкции двигателя. Кроме того, теплоизоляция сопла уменьшает передачу тепловых радиационных потоков, возникающих в результате работы двигателя, к расположенным вблизи него элементам КА. Тепловое состояние двигателя в период пассивного пребывания в космосе контролируется датчиком температуры, устанавливаемым в зоне клапана окислителя. Необходимый уровень температуры с целью исключения замерзания окислителя обеспечивается путем включения двух электрических нагревателей суммарной мощностью не более 2,5 Вт при напряжении питания 27 В. При необходимости возможно поддержание температурного режима контактным теплообменом через фланец крепления двигателя к КА или прокачкой подогревающей жидкости через теплообменный контур смесительной головки. Возможно сочетание способов обеспечения теплового состояния.



### Технические характеристики

Компоненты, горючее/окислитель	НДМГ/АТИН
Соотношение компонентов	1,85±0,05
Средняя номинальная тяга, Н	54
Средний уд. импульс в непрерывном режиме, с	290
Номинальное давление на входе, МПа	1,18
Максимальное давление на входе, МПа	1,32
Минимальное давление на входе, МПа	1,03
Средний мин. импульс за включение, Н·с	1,73
Время включения, с	0,030...300
Геометрическая степень расширения сопла	52,4
Максимальная длина, мм	253,1
Максимальный диаметр сопла, мм	∅70
Максимальная масса, кг	1,3
Суммарный импульс, кН·с	540
Ресурс по включениям, кол-во вкл.	100 000
Номинальное напряжение, В	27
Диапазон напряжений, В	21,5...32
Ток срабатывания, А	0,15...0,20

### ФГУП “НИИМаш”

Федерального Космического Агентства  
Россия, 624740, г. Нижняя Салда,  
Свердловской обл., ул. Строителей, 72  
тел.: 34 345 36 787 факс: 34 345 31 703, 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru

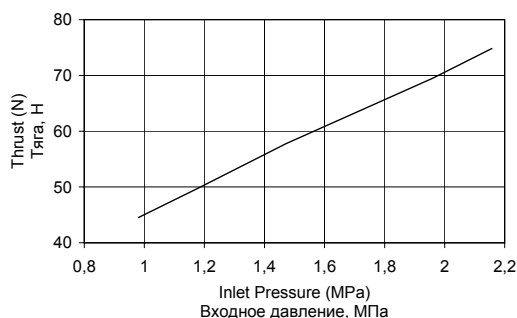


### FSUE R&D Institute Of Mechanical Engineering

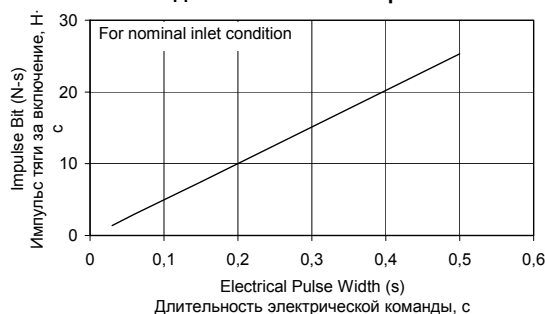
Federal Space Agency  
72, ul. Stroiteley, Nizhnaya Salda,  
Sverdlovsk region, 624740, Russia  
phone: 007 34 345 36 787 fax: 007 34 345 31 703, 007 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru

# EXPERIMENTAL BIPROPELLANT LOW THRUST ROCKET ENGINE RDMT50M

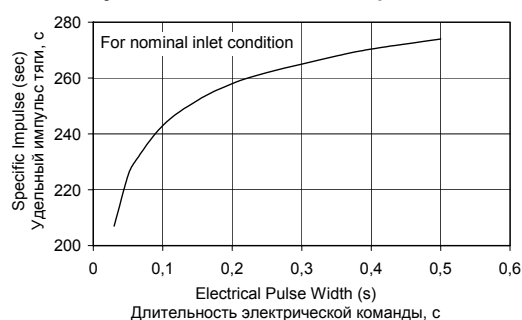
**Thrust versus Inlet Pressure curve**  
Зависимость тяги от входного давления



**Impulse Bit versus Electrical Pulse Width curve**  
Зависимость Ивк от длительности электрической команды



**Specific Impulse versus Electrical Pulse Width curve**  
Зависимость Иуд от длительности электрической команды



## Technical characteristics

Propellants, Fuel/Oxidizer	UDMH/NTO
Mixture Ratio	1.85±0.05
Average Nominal Thrust, N (lb <sub>f</sub> )	54 (12.14)
Average Specific Impulse, Steady State, sec	290
Nominal Inlet Pressure, MPa (psi)	1.18 (171.14)
Maximum Inlet Pressure, MPa (psi)	1.32 (191.45)
Minimum Inlet Pressure, MPa (psi)	1.03 (149.39)
Minimum Impulse Bit, N-s (lb-s)	1.73 (0.39)
Duration of Single Impulse, s	0.030...300
Nozzle Expansion Ratio	52.4
Maximum Thruster Length, mm(in)	253.1 (9.96)
Maximum Nozzle Diameter, mm(in)	∅70 (2.74)
Maximum Mass, kg (lb <sub>m</sub> )	1.3 (2.87)
Total Impulse, kN-s (klb-s)	540 (121,350)
Cycle Life, Number of starts-up	100,000
Nominal Voltage, VDC	27
Voltage Range, VDC	21.5...32
Pull-in Current, A	0.15...0.20

The thruster is designed to move a space vehicle (SV) in the space by commands, provided by a control system (CS). The thruster produces the rated thrust of 392.4 N and is capable for the repeated starts-up of duration from 0.05 sec to 1,000 sec.

In the thruster there is the solenoid-operated valve (SOV) of 26PT.200 type, developed and fabricated by FSUE R&DIME. The SOV is a single-seat, single-stage valve with teflon sealing and is designed for supply and shut-off of propellants to an injector.

The inlet pipelines of oxidizer and fuel are welded to the valves. Trim orifices for adjustment of flow rates of oxidizer and fuel are installed inside the above pipelines. With the help of trim orifices the thruster is adjusted to a preset mixture ratio. Combustion products, outflowing through the nozzle, produce thrust of thruster. The chamber and nozzle of thruster are manufactured from a columbium alloy with heat-resistant silicide coating.

At the delivery of voltage to SOV contacts by a command from CS the valves are opened. The propellants via the passages of injector enter a combustion chamber, where the self-ignition of propellants and their combustion take place. Combustion products, outflowing through the nozzle, produce thrust of the thruster. When pressure in the combustion chamber reaches 0.078...0.15 MPa, a pressure indicator in the combustion chamber responds, its contacts close the circuits and the signal on a start-up of thruster enters CS. The thruster is cut-off by removing voltage from the valve contacts. In this case the valves are closed, and the access of components to the combustion chamber stops. The pressure drops and contacts of indicator, opening circuits, supply the signal to CS on thruster cut-off. The duration of firing operation and pauses between thruster starts-up are regulated by CS. The thruster to be supplied to a customer does not require adjustment and regulation.

Thermal conditions of thruster during its operation in all the modes are provided by internal film cooling of the combustion chamber and radiation cooling of the nozzle. The thermal insulation of nozzle and injector keeps the preset thermal state of thruster design. Moreover, the thermal insulation of nozzle reduces the transfer of heat radiation fluxes, occurring in consequence of thruster firing operation to the elements of SV, located in proximity to the thruster. The thermal conditions of thruster within passive life in the space are controlled by the temperature sensor, installed in the area of oxidizer valve. In order to exclude freezing of oxidizer the required level of temperature is provided by way of providing two electric heaters of total power not over 2.5 W at supply voltage of 27 V. If required, it is possible to keep a temperature regime by a contact heat exchange via the flange of thruster attachment to SV or pumping a warming-up fluid through a heat-exchanging of the injector. The combination of methods for thermal condition providing is possible.

ФГУП "НИИМаш"



FSUE "R&DIME"

ФГУП "НИИМаш" располагает стендовой, экспериментальной, производственной базами, научным, инженерным и конструкторским потенциалом, позволяющими проведение НИР и ОКР по двигателестроению малого класса в интересах отечественных и зарубежных заказчиков.

ФГУП "НИИМаш" заключает контракты на изготовление и поставку серийно изготавливаемых ракетных двигателей малой тяги и электроклапанов.

ФГУП "НИИМаш" проводит разработку, изготовление, эксплуатацию, ремонт и техническое обслуживание стендового испытательного оборудования, применяемого при отработке ракетно-космической техники.

FSUE R&DIME possesses the stand, experimental, production bases, the scientific, engineering and designing potential, allowing to carry out scientific and research works and experimental-designing works on small-class propulsion engineering in the interests of domestic and foreign customers.

FSUE R&DIME concludes contracts on production and supply of serial Low Thrust Rocket Engines and electrically actuated valves.

FSUE R&DIME creates and manufactures test stand equipment, provides equipment operational use and maintenance during development of space articles.

ФГУП "НИИМаш"

Федерального Космического Агентства  
Россия, 624740, г. Нижняя Салда,  
Свердловской обл., ул. Строителей, 72  
тел.: 34 345 36 787 факс: 34 345 31 703, 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru



FSUE R&D Institute Of Mechanical Engineering

Federal Space Agency  
72, ul. Stroiteley, Nizhnaya Salda,  
Sverdlovsk region, 624740, Russia  
phone: 007 34 345 36 787 fax: 007 34 345 31 703, 007 34 345 30 654  
E-mail: niimash@saldanet.ru