

# ОСНОВНЫЕ ДОСТИЖЕНИЯ В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ МАЛОЙ ТЯГИ РАЗРАБОТКИ КОНСТРУКТОРСКОГО БЮРО ХИМИЧЕСКОГО МАШИНОСТРОЕНИЯ ИМ. А.М. ИСАЕВА

Конструкторское бюро химического машиностроения им. А.М. Исаева - филиал ФГУП "ГКНПЦ им. М.В. Хруничева":  
**Юрий Иванович Агеенко**, главный конструктор направления по ЖРДМТ, к.т.н.  
**Игорь Геннадьевич Панин**, генеральный директор  
**Иван Вячеславович Пегин**, зам. начальника отдела по ЖРДМТ  
**Игорь Александрович Смирнов**, генеральный конструктор, к.ф.-м.н.

*Приводятся сведения о разработанных в КБхиммаш им. А.М. Исаева двухкомпонентных и однокомпонентных ракетных двигателях тягой от 25 до 400 Н. Отмечены высокие характеристики этих двигателей.*

*Contains information about bicomponent and one-component of rocket engines thrust from 25 to 400 newtons, that have been developed in Design Bureau Chemical Machinery behalf A.M. Isaev. Obtained high characteristics of these engines.*

**Ключевые слова:** ракетный двигатель малой тяги (ЖРДМТ); удельный импульс; гидразин; коэффициент соотношения компонентов; камера сгорания.

**Keywords:** liquid propellant rocket engine of small thrust (LPRE); specific impulse; hydrazine; ratio of components; combustion chamber.

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) применяются в качестве исполнительных органов системы управления для ориентации, стабилизации и коррекции космических летательных аппаратов, а также для обеспечения запуска маршевого двигателя в разгонных блоках различных ракет носителей. Исходя из назначения, требования к ЖРДМТ непрерывно возрастают. Это и срок активного существования до 15 лет и более; большие ресурсы как по суммарному времени работы (до 50 000 с и более), так и по суммарному количеству включений (более  $10^6$ ); многорежимность, работа как в непрерывном, так и в большом наборе импульсных режимов с допущением любого сочетания времен включений и пауз; быстроедействие с минимальным временем включения 0,03 с и менее и такими же паузами; высокая надежность с обеспечением приемлемого теплового состояния двигателя как при его работе в непрерывном и импульсном режимах, так и в период длительного "молчания". При этом требуется повышение энергетической эффективности, выраженной в повышении удельного импульса ( $J_{уд} > 300$  с) с одновременным обеспечением большого запаса по температурам элементов двигателя.

Выполнение перечисленных требований вызывает большие трудности, связанные с малым расходом топлива, малым числом форсунок, и, следовательно, организацией эффективного жидкофазного смешения компонентов и обеспечения высокой полноты сгорания топлива, организацией охлаждения камеры сгорания и форсуночной головки и т.д.

Для выполнения указанных выше требований в КБхиммаш им. А.М. Исаева разработан смесительный элемент ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой жидкофазного смешения компонентов АТ и НДМГ на внутренней стенке камеры сгорания, схема которого приведена на рис. 1.

Окислитель через струйные форсунки 1 попадает на конический дефлектор 2 преобразуясь на нем в первичную пленку 5, стекающую с кромки дефлектора на внутреннюю стенку камеры сгорания 3, преобразуясь на ней во вторичную пленку 6, которая течет по стенке камеры до места встречи с пленкой горючего от факела распыла 7 центробежной форсунки 4, соосной с камерой сгорания. От места встречи пленки окислителя и горючего продолжают течь по стенке камеры сгорания одновременно проникая друг в друга и осуществляя жидкофазное смешение с образованием продуктов преобразования самовоспламеняющегося топлива АТ и НДМГ. Таким образом, практически все топливо попадает на внутреннюю стенку камеры сгорания, участвуя в ее охлаждении и снятии значительной части теплового потока, направленного по стенке камеры сгорания от критического сечения в сторону форсуночной головки.

С начала 90-х годов прошлого века КБхиммаш им А.М. Исаева совместно с Самарским государственным аэрокосмическим университетом (СГАУ) им. академика С.П. Королева провели большой объем исследовательских работ [1], на основании которых в КБхиммаш создана методика расчетов и проектирования ЖРДМТ с указанной схемой смесеобразования.

Используя данную методику в КБхиммаш им. А.М. Исаева разработан параметрический ряд ЖРДМТ тягой 25, 50, 100, 200 и 400 Н (рис. 2). В этих двигателях используется дефлекторно-центробежная схема смесеобразования, что обеспечивает высокую энергетическую эффективность.

Преимущество этих ЖРДМТ (с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования) представлены на рис. 2, 3, 4, и табл. 1 и 2. В табл. 1 и 2 представлены характеристики ЖРДМТ разработки российских и зарубежных предприятий [1, 2, 6, 7, 8, 9]. Для корректности сравнения удельный импульс российских ЖРДМТ приведен к одной и той же (как и у зарубежных ЖРДМТ) геометрической степени расширения сопла  $F = 150$  с учетом энергетической добавки компонентов АТ+ММГ и с учетом коэффициента со-

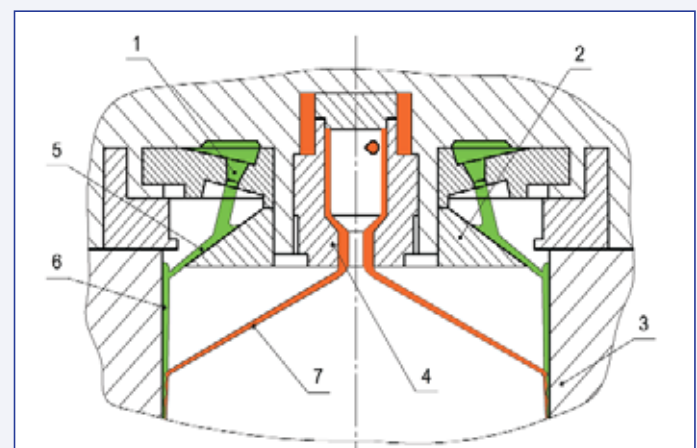


Рис. 1 Дефлекторно-центробежный смесительный элемент форсуночной головки: 1 - струйная форсунка окислителя; 2 - конический дефлектор; 3 - стенка камеры сгорания; 4 - центробежная форсунка; 5 - первичная пленка окислителя; 6 - вторичная пленка окислителя; 7 - факел распыла центробежной форсунки



Рис. 2 ЖРДМТ разработки КБхимаш с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования:  
 1 - С5.142, тяга 25 Н (Jуд = 286 с);  
 2 - С5.145, тяга 50 Н (Jуд = 305 с);  
 3 - С5.144, тяга 100 Н (Jуд = 304 с);  
 4 - С5.146, тяга 200 Н (Jуд = 307 с);  
 5 - С5.165.00-0, тяга 400 Н (Jуд = 312 с)

отношения компонентов 1,65 (вместо 1,85 для АТ+НДМГ). Приведенные значения удельного импульса обозначены (\*). Как видно, показатели ЖРДМТ разработки КБхимаш не хуже зарубежных.

Распределение температур по элементам двигателей тягой 25, 50, 100, 200, 400 Н при их огневых испытаниях представлено на рис. 3 [1, 2]. Как видно, имеется большой запас по температурам. Максимальная температура стенки камеры сгорания находится на уровне 1200 °С, что обеспечивается с большим запасом - 600 °С (допустимая температура материала камеры - ниобиевого сплава с дисилицидным покрытием молибдена MoSi<sub>2</sub> - 1800 °С).

Необходимо отметить, что, несмотря на значительное различие в уровне тяги (диапазон 25...400 Н), точки значений температур элементов двигателей расположены кучно - это подчеркивает преимущество дефлекторно-центробежной схемы смесеобразования этих двигателей.

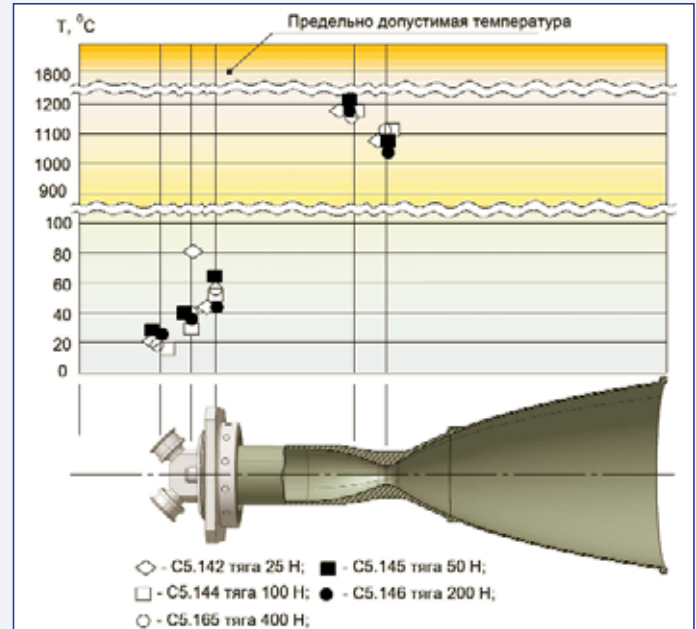


Рис. 3 Распределение температур по элементам ЖРДМТ при огневых испытаниях

Необходимо также отметить, что температура форсуночной головки ЖРДМТ С5.142.00-0, тягой 25 Н, значительно выше - 80 °С. Это объясняется тем, что для обеспечения приемлемого теплового состояния при длительных паузах между включениями (обеспечение незамерзания компонентов топлива) на форсуночную головку двигателя установлен электронагреватель мощностью 2,5 Вт, который, чтобы не усложнять систему управления космического корабля, включается на Земле перед запуском ракеты-носителя и не отключается в течение всей эксплуатации двигателя. Это было сделано по просьбе РКК "Энергия", когда двигатель С5.142.00-0, как более современный, заменил в пилотируемом

Таблица 1

Сравнительные характеристики двухкомпонентных ЖРДМТ тягой от 10 Н до 129 Н								
Компания-разработчик	DASA (Daimler Chrysler Aerospace)	EADS (Airbus Defence & Space)	Kaiser Marquard (Boeing)	НИИмаш	НИИмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш
Индекс ЖРДМТ	S10/1	22N (for ESA's ATV)	R-1E-3	11Д428 А-16	11Д457Ф	С5.142	С5.144	С5.145
Тяга, Н	10	22	110	129	54	25	100	50
Удельный импульс, с	287 (289)*	290	281 (291)*	290 (307)*	294 (310)*	286 (303)*	304 (312)*	305 (310)*
Топливо	ММГ+МОН	ММГ+МОН	ММГ+АТ	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*
Соотношение компонентов	1,65	1,65	1,65	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*
Время включения, с	-	-	-	0,03...2000	0,03...2000	0,03...4000	0,03...4000	0,03...4000
Степень расширения сопла	90 (150)*	150	40 (150)*	56 (150)*	52 (150)*	45 (150)*	100 (150)*	200 (150)*
Длина, мм	138 (188)*	212	100 (120)*	389 (370)*	257 (308)*	189 (256)*	342 (400)*	280 (256)*
Масса, кг	0,35 (0,42)*	0,65	1,6 (1,9)*	1,5 (1,8)*	1,3 (1,4)*	0,9 (1,0)*	1,6 (1,9)*	1,2 (1,1)*

Таблица 2

Сравнительные характеристики двухкомпонентных ЖРДМТ тягой от 200 Н до 555 Н							
Компания-разработчик	EADS (Airbus Defence & Space)	EADS (Airbus Defence & Space)	Kaiser Marquard (Boeing)	Royal Ordnance (Lockheed Martin)	НИИмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш
Индекс ЖРДМТ	200N (for ESA's ATV)	S400-12	R-4D	LEROS 2R	11Д458М	С5.146	С5.165
Тяга, Н	216	420	490	555	392	200	392
Удельный импульс, с	270	318 (316)*	312	316	302 (310)*	307 (315)*	312 (320)*
Топливо	ММГ+АТ или (МОН)	ММГ+АТ или (МОН)	ММГ+АТ	ММГ+АТ	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*
Соотношение компонентов	1,65	1,65	1,65	1,65	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*
Время включения, с	0,05...1500	-	-	-	0,05...1000	0,03...4000	0,05...4000
Степень расширения сопла	-	220 (150)*	164	150	100 (150)*	100 (150)*	100 (150)*
Длина, мм	-	503 (390)*	554,1	710	470 (575)*	420 (500)*	485 (590)*
Масса, кг	-	3,6 (2,9)*	3,63	3,77	3 (3,7)*	1,7 (2,1)*	2,7 (3,4)*

космическом корабле "Союз-Т" ЖРДМТ 11Д427М, который был оснащён жидкостной системой терморегулирования (СТР) для предотвращения замерзания компонентов топлива. В 2011 г. в НИЦ КЭ СГАУ была подтверждена работоспособность модификации этого двигателя (С5.142А) в применении для разгонного блока перспективной ракеты-носителя в следующих тяжёлых условиях: двигатель должен устанавливаться с большим термосопротивлением, при этом электронагреватель головки двигателя должен не отключаться в период всей эксплуатации в условиях воздействия значительного теплового потока от маршевого двигателя [3]. Таким образом, подтверждено существенное преимущество дефлекторно-центробежной схемы смесеобразования, по которой выполнены ЖРДМТ С5.142, тягой 25 Н; С5.145, тягой 50 Н; С5.144, тягой 100 Н; С5.146, тягой 200 Н и С5.165, тягой 400 Н - обеспечение высокой энергетической эффективности, выраженной высоким удельным импульсом (300 с и более) с одновременным обеспечением большого запаса по температурам элементов двигателя. При этом двигатели могут устанавливаться в объект с большим термосопротивлением и не требуют для себя системы СТР, что значительно уменьшает энерго-массовые затраты по объекту и упрощает систему управления их работы. Преимущество дефлекторно-центробежной схемы смесеобразования продемонстрировано и на рис. 4.

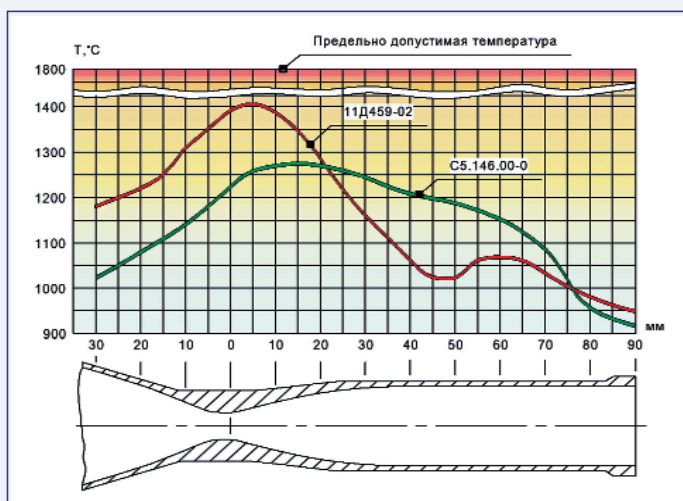


Рис. 4 Сравнительное распределение температуры по наружной поверхности камеры сгорания ЖРДМТ тягой 200 Н С5.146.00-0 (КБХиммаш) и 11Д459-02 (НИИМаш)

Представлены результаты испытаний двигателей 11Д459-02 и С5.146, проведенные на одном и том же стенде, в одних и тех же условиях и с одними и теми же средствами измерения. При одинаковом уровне удельного импульса температура стенки камеры сгорания двигателя 11Д459-02 на 170 °С выше, чем у двигателя С5.146 [4], а это очень существенно, особенно при уровне температур выше 1400 °С.

Таким образом, в КБХиммаш им. А.М. Исаева разработан параметрический ряд двухкомпонентных ЖРДМТ на АТ+НДМГ тягой 25, 50, 100, 200 и 400 Н обеспечивающих высокие энергомассовые характеристики с высокой степенью надёжности, обусловленной обеспечением большого запаса по температурам элементов двигателей.



Рис. 5 Однокомпонентные ЖРДМТ разработки КБХиммаш:  
 1 - С5.221, тяга 50 Н (Иуд = 230 с);  
 2 - С5.216, тяга 10 Н (Иуд = 230 с);  
 3 - 255У.208, тяга 5 Н (Иуд = 230 с);  
 4 - 19А6 тяга 25 Н (Иуд = 234 с)

Применение этих двигателей в различных космических объектах позволяет значительно уменьшить их энергомассовые характеристики из-за возможности установки двигателей с большим термосопротивлением и отсутствием жидкостной системы СТР, а также значительно упростить систему управления.

Наряду с двухкомпонентными ЖРДМТ в КБХиммаш разработан целый ряд однокомпонентных ЖРДМТ основанных на принципе каталитического и термокаталитического разложения гидразина. Одним из важнейших преимуществ однокомпонентных гидразиновых двигателей является радиопрозрачный факел продуктов разложения, истекающий из сопла.

Двигатели термокаталитического разложения гидразина:

- ◆ С5.217, тяга 5 Н - успешно эксплуатировался на космических аппаратах "Глонасс" и других в качестве корректирующего двигателя, доставляющего аппарат на геостационарную орбиту;
- ◆ 255У.208, тяга 5 Н - успешно использовался на аппарате "Экран" и других;
- ◆ 19А6, тяга 25 Н - успешно использовался на спутнике "Купон" и других.

Двигателям термокаталитического разложения гидразина присуще стабильное (без колебаний) поддержание значения тяги в течение всего времени работы. В состав двигателя входят электронагреватели, которые обеспечивают необходимую температуру запуска перед включением двигателя в сеансе.

Двигатели каталитического разложения гидразина: С5.216, тягой 10 Н и С5.221, тягой 50 Н успешно эксплуатировались на аппаратах "Фобос-1" и "Фобос-2". На этих аппаратах было установлено 24 двигателя С5.221 и 4 двигателя С5.216.

В настоящее время двигатель С5.221 широко используется в разгонном блоке "Фрегат". В 42-х "Фрегатах" 504 двигателя успешно отработали без единого замечания. Это один из самых надёжных ЖРДМТ.

Основные характеристики однокомпонентных гидразиновых двигателей разработки КБХиммаш и иностранных двигателей приведены в таблице 3 [5, 9].

КБХиммаш им. А.М. Исаева в последнее время занимается разработкой экспериментальных ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) на экологически чистых газообразных компонентах топлива

Сравнительные характеристики однокомпонентных ЖРДМТ тягой от 5 Н до 50 Н

Компания-разработчик	DASA (Daimler Chrysler Aerospace)	EADS (Airbus Defence & Space)	КБ Химмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш
Индекс ЖРДМТ	СНТ 5	HE-5	255У.208	С5.217	19А6	С5.216	С5.221
Тяга, Н	5	24	5	5	25	10	50
Удельный импульс, с	228	230	230	231	234	230	230
Мощность нагревателя, Вт	5	-	80	100	70	40	20
Масса, кг	0,22	-	0,9	1,2	1,3	0,6	1,1

Таблица 3

Характеристики экспериментальных РДМТ тягой 25 и 100 Н на газобразных компонентах топлива кислород и водород		
Индекс РДМТ	С7.10.1225	С7.10.1230
Тяга, Н	25	100
Удельный импульс, с	380	390
Соотношение компонентов	3,75	3,75
Время выхода на режим, с	0,027	0,03
Масса (без агрегата зажигания), кг	1,3	2

кислород и водород. Проведены огневые испытания экспериментальных РДМТ тягой 25 и 100 Н, получен довольно высокий удельный импульс, а также хорошие динамические характеристики. Основные характеристики этих двигателей приведены в табл. 4. □

**Литература**

1. Агеенко Ю.И. Исследование параметров смесеобразования в жидкостных ракетных двигателях малой тяги со струйно-центробежной схемой смешения компонентов топлива на стенке камеры сгорания // Космонавтика и ракетостроение № 4 (57), Королев Мос. обл., ЦНИИМАШ, 2009. С. 170 - 176.
2. Агеенко Ю.И., Пегин И.В., Шаламов Е.А., Ильин Р.В. Экспериментальное исследование возможности повышения эффективности жидкостного ракетного двигателя тягой 400 Н с дефлекторно-центробежной схемой смешения // Вестник Московского авиационного института. - 2013. - № 1, том 20. С. 71 ... 78.
3. Агеенко Ю.И., Гальперин Р.Н., Ивашин Ю.С., Нигодюк В.Е., Рыжков В.В., Сулинов А.В. Исследование влияния теплового потока от маршевого ЖРД на параметры управляющих ЖРДМТ в условиях двигательной установки перспективного разгонного блока // Вестник СГАУ.- 2012. - № 3 (34). 4.3. - С. 251 ... 259.
4. Агеенко Ю.И., Борисенко А.А., Дерягин Ю.А., Муркин В.А.,

Цуканов В.М. и др. Отчет о сравнительных испытаниях двигателей С5.146.00К-0 № 5 и 11Д459-02 № 4 (второй этап сравнительных испытаний). ФГУП КБхиммаш им. А.М. Исаева, 2000.

5. Агеенко Ю.И. Однокомпонентные и двухкомпонентные ЖРДМТ нового поколения для малых спутников // I международная конференция - выставка "Малые спутники, новые технологии, достижения, проблемы и перспективы международного сотрудничества в новом тысячелетии". Королев, Мос. обл., ЦНИИМАШ, 16-го ноября 1998. Секция VIII. Двигательные установки.

6. Козлов А.А., Воробьев А.Г., Боровик И.Н. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги // М. Изд-во МАИ, 2013. 208 с.

7. Официальный сайт ФГУП "НИИмаш". [Электронный ресурс]. Двухкомпонентный ракетный двигатель малой тяги 11Д428А-16. URL: <http://niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/33-rdmt/7-11428-16> (дата обращения: 04.02.2013). Двухкомпонентный ракетный двигатель малой тяги 11Д458М. <http://niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/33-rdmt/12-114582> (дата обращения: 04.02.2013).

8. Официальный сайт Airbus Defence & Space. [Электронный ресурс]. 400 N Bipropellant Apogee Motors. URL: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacescraft-propulsion/apogee-motors/400n-apogee-motor.html> (дата обращения: 04.02.2013). 22 N Bipropellant thrusters. URL: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacescraft-propulsion/bipropellant-thrusters/22n-thruster.html> (дата обращения: 04.02.2013). 200N Bipropellant Thrusters for ESA's ATV. URL: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacescraft-propulsion/bipropellant-thrusters/220n-atv-thrusters.html> (дата обращения: 04.02.2013).

9. Официальный сайт Делфтского технического университета. [Электронный ресурс]. Faculteit of Aerospace Engineering. Liquid rocket systems. URL: <http://www.lr.tudelft.nl/index.pdf?id=26229&L=1> (дата обращения: 04.02.2013).

Связь с автором: kbhimmash@korolev-net.ru

**10-й ЮБИЛЕЙНЫЙ МОСКОВСКИЙ МЕЖДУНАРОДНЫЙ ФОРУМ  
ТОЧНЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ –  
ОСНОВА КАЧЕСТВА И БЕЗОПАСНОСТИ**

**20–22 мая '2014**  
**Москва**  
**ВВЦ №57**

СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫЕ  
ВЫСТАВКИ

**MetrolExpo**

**Control&Diagnostic**

**ResMetering**

**LabEquipment**

**AutomaticSystem**



**СИМПОЗИУМ**  
**«ТОЧНОСТЬ. КАЧЕСТВО.  
БЕЗОПАСНОСТЬ»**

**ДИРЕКЦИЯ ФОРУМА**

129223, Москва, а/я 35, ул. Сельскохозяйственная д. 35, стр. 182  
Тел./Факс: +7 (495) 937-40-23 (многоканальный)

[www.metrol.expoprom.ru](http://www.metrol.expoprom.ru) E-mail: [metrol@expoprom.ru](mailto:metrol@expoprom.ru)

**ОРГАНИЗАТОР**

Федеральное агентство по техническому регулированию и метрологии

**СОДЕЙСТВИЕ**

Аппарат Правительства Российской Федерации

**МЕЖДУНАРОДНЫЕ ПАРТНЕРЫ**

The International Bureau of Weight and Measures (BIPM)

International Organization of Legal Metrology (OIML)

The International Committee for Non-Destructive Testing (ICNDT)

**С УЧАСТИЕМ**

Минпромторг России, Минэнерго России, Российская академия наук, МВД России, Роскосмос, Ростехнадзор, Росздравнадзор, Фонд «Сколково», ГК «Росатом», ГК «Ростехнологии», ОАО «РОСНАНО», ОАО «РЖД», Торгово-промышленная палата РФ, Союз машиностроителей России, более 350 компаний из 11 стран мира

**ЭКСПЕРТНАЯ КОМИССИЯ**

ФБУ «Ростест-Москва»

**УСТРОИТЕЛЬ И ВЫСТАВОЧНЫЙ ОПЕРАТОР**

Компания «Вэстстрой Экспо»

**ПРОГРАММА ФОРУМА**

10-я Международная выставка средств измерений, испытательного оборудования и метрологического обеспечения **«METROLEXPO-2014»**

3-я Специализированная выставка средств неразрушающего контроля, технической диагностики, КИП и А **«CONTROL&DIAGNOSTIC-2014»**

3-я специализированная выставка коммерческого и технологического учета энергоресурсов **«RESMETERING-2014»**

2-я Специализированная выставка лабораторного оборудования **«LABEQUIPMENT-2014»**

2-я Специализированная выставка автоматизированных систем управления технологическими процессами **«AUTOMATICSYSTEM-2014»**

Московский Международный симпозиум

**«ТОЧНОСТЬ. КАЧЕСТВО. БЕЗОПАСНОСТЬ»**, в рамках которого состоится Всероссийское совещание метрологов по вопросам нормативно-правового регулирования Всероссийская выставочно-конкурсная программа **«ЗА ЕДИНСТВО ИЗМЕРЕНИЙ»**

Стратегический партнер  
форума



Генеральный партнер  
симпозиума



**РОСМА**

Генеральный партнер  
выставки



**ФИЗТЕХ**