

Анализ области эффективного применения закиси азота в качестве компонента топлива для двигательных установок малых космических аппаратов

09, сентябрь 2012

DOI: 10.7463/0912.0450400

Воронцовский А. В., Арефьев К. Ю.

УДК 621.453/.457

Россия, МГТУ им. Н.Э. Баумана

voron@mx.bmstu.ru

arefyev@rambler.ru

Современный уровень развития космической техники накладывает серьезные ограничения на массогабаритные, динамические и удельные характеристики двигательных установок (ДУ) малых космических аппаратов (МКА) [1]. Некоторые из предъявляемых требований приведены в таблице 1 (данные 2006 г.).

Таблица 1. Общие требования к МКА

Класс МКА	"Микро"	"Нано"	"Пико"
Масса МКА, кг	10-100	1-10	<1
Оценочная стоимость, не более, млн руб.	300	50	20
Энергообеспечение ДУ, Вт	15-160	6-15	2-6
Объем ДУ, не более, л	60	4	0,5
Требуемый уровень тяги ДУ, Н	1-500	0,1-20	0,01-1
Полный импульс ДУ, Н*с	100-5000	10-700	3-10

На современном этапе развития, наиболее востребованными являются МКА класса "Микро". С целью повышения массовой эффективности, снижения стоимости создания и испытаний ДУ таких МКА, рядом зарубежных организаций выполнены исследования перспективных компонентов топлива и новых схемных решений [2]. Одним из заявленных направлений работ [1, 3] является создание ДУ на закиси азота (N₂O).

Закись азота как компонент ракетного топлива нашла широкое применение в работах компании XCOR Aerospace [4]. Начиная с 2000 года по заказу NASA и DARPA, компанией XCOR Aerospace совместно с ATK GASL выполнена разработка и исследование более 10 вариантов ЖРД с диапазоном тяги 10...2000 Н и использованием N₂O в качестве окислителя.

Несмотря на возросший интерес к закиси азота в аэрокосмической отрасли, существует ряд вопросов, связанных с эффективностью ее применения для МКА с массой менее 100 кг. Выполненный в работах [1,3] анализ не позволяет однозначно сделать вывод о целесообразности разработки и внедрения ДУ на закиси азота в структуру перспективных МКА. В литературных источниках не показана количественная оценка снижения массогабаритных параметров за счет применения N_2O , а также не выполнено сравнение с существующими образцами ДУ МКА.

В настоящей работе сделана попытка определения границ области применения и количественного показателя эффективности ДУ на закиси азота для МКА класса "Микро".

Статистические данные, приведённые на рис.1, демонстрируют рост доли сухой массы

ДУ $\Psi = \frac{M_{ДУ}}{M_{ДУ} + M_T}$ при уменьшении размеров МКА [3]. Здесь $M_{ДУ}$ - сухая масса ДУ,

M_T - масса топлива. Показано, что для аппаратов менее 100 кг $\psi > 0,5$. Данный эффект

приводит к существенному снижению массовой энергоотдачи ДУ $\eta_m = \frac{I_p}{M_{ДУ} + M_T}$. Здесь

I_p - полный импульс, создаваемый ДУ. Показатель η_m можно считать обобщенным критерием массовой эффективности ДУ МКА.

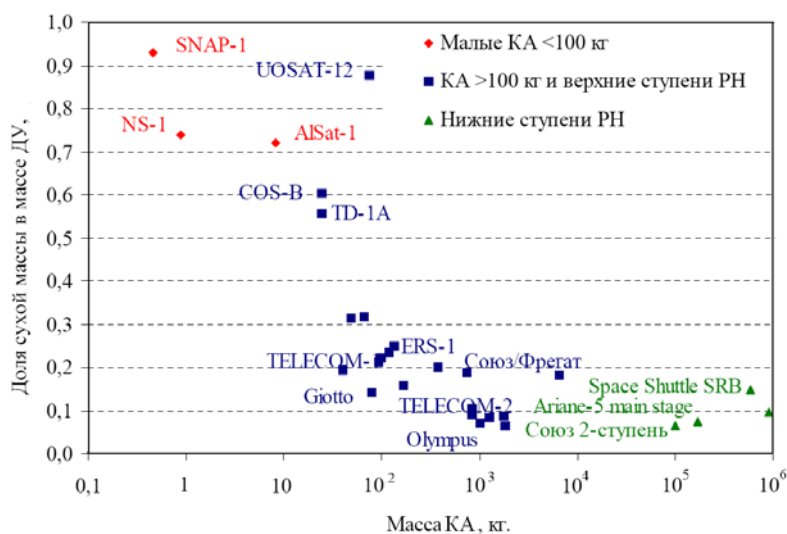


Рис. 1. Доля сухой массы КА различного назначения

Одной из главных причин роста сухой массы ДУ с уменьшением линейных размеров МКА является то, что толщины конструктивных элементов и размеры агрегатов при достижении минимального, технологически возможного, предельного значения остаются постоянными и не подлежат дальнейшему масштабированию.

Некоторое повышение параметра η_m может быть обеспечено за счет использования высокоэнергетических одно- или двухкомпонентных топлив с высокими плотностями. Однако в большинстве случаев, их применение требует наличия массозатратных систем хранения и вытеснения топлива из баков, внедрения устройств инициации рабочего процесса. Кроме того,

создание ракетного двигателя (РД) с реализацией эффективного рабочего процесса при номинальном уровне тяги менее 0,5 Н требует решения многих технических проблем, что приводит к увеличению массы конструкции.

Согласно информации, полученной на основе анализа открытых данных, начиная с 1970 г до настоящего времени [2, 5] можно выявить вполне определенную тенденцию (рис. 2), характеризующую изменение уровня массовой энергоотдачи ДУ МКА различного назначения. При анализе рассматривались МКА с массой до 500 кг и характеристической скоростью $u_{хар}$ до 100 м/с.

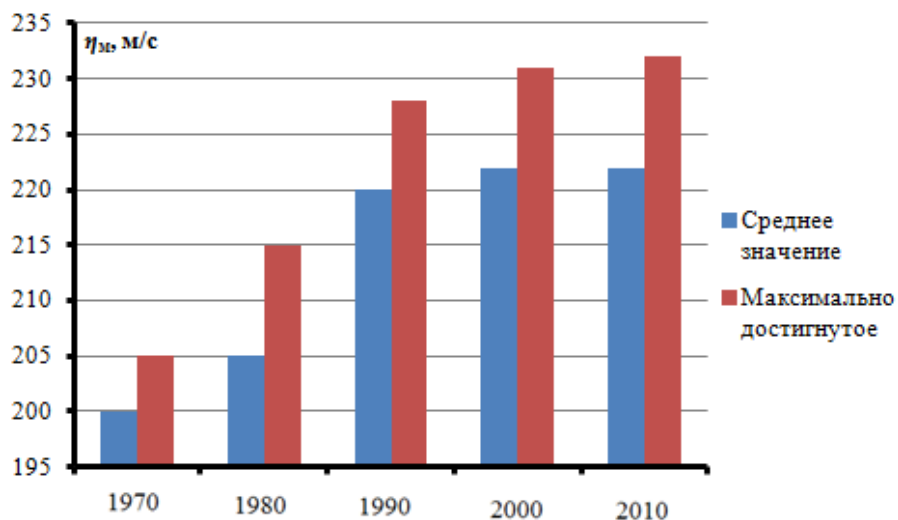


Рис. 2. Показатели массовой энергоотдачи для МКА за период 1970-2010 гг

Основываясь на работах [2, 5], для МКА массой от 1 до 100 кг с комбинированными ДУ, включающими ЖРД или РДТТ, можно построить осредненный график (рис. 3), характеризующий достигнутый мировой уровень показателя η_m при различных характеристических скоростях МКА.

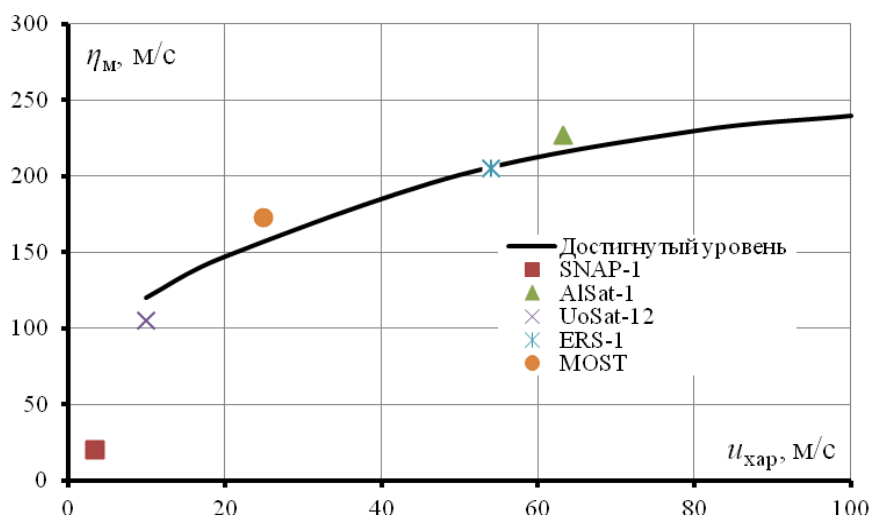


Рис. 3. Массовая энергоотдача ДУ МКА массой от 10 до 20 кг

Рис. 2 демонстрирует существенное снижение темпов роста массовой энергоотдачи ДУ МКА, начиная с 1990 гг. Следует отметить, что η_m ДУ современных МКА не превышает 250 м/с (рис. 3).

Для дальнейшего повышения показателя η_m требуется не только внедрение перспективных компонентов топлива, но и реализация схемных решений, позволяющих существенно снизить сухую массу ДУ МКА.

Как упоминалось выше, одним из направлений, позволяющих повысить массовую энергоотдачу ДУ МКА является применение закиси азота. Наиболее важными преимуществами N_2O являются возможность разложения ее на свободные кислород и азот с выделением тепловой энергии в количестве 82 кДж/моль, возможность хранения в сжиженном состоянии, упрощение системы подачи за счет эффекта самовытеснения собственными насыщенными парами с давлением более 4 МПа при 290 К, а также нетоксичность.

Совокупность вышеизложенных свойств закиси азота позволяет разработать ДУ МКА на этом компоненте топлива, сочетающую в себе технологичность конструкции и эксплуатации, надежность и многорежимность. Некоторые из возможных вариантов схем ДУ МКА представлены на рис. 4.

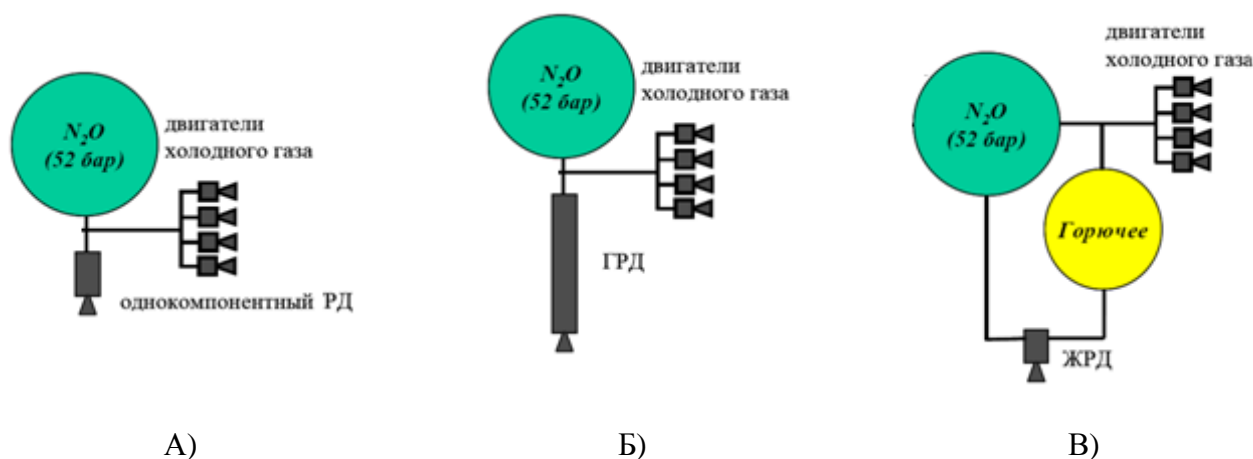


Рис. 4. Схемы ДУ на закиси азота с использованием в качестве маршевого двигателя однокомпонентного РД (а), ГРД (б) и ЖРД (в)

Подобные ДУ состоят из маршевых РД с уровнем тяги $P_m=5...500$ Н и управляющих РД с уровнем тяги $P_y < 1$ Н. В рассматриваемых вариантах управляющими являются РД на холодном газе, в то время как в качестве маршевых могут выступать однокомпонентный РД с каталитическим разложением закиси азота, гибридный РД (ГРД) или жидкостный РД (ЖРД). Работы [3, 6, 7] показывают возможность создания однокомпонентных и двухкомпонентных ЖРД удовлетворяющих требованиям, предъявляемым к элементам ДУ МКА по уровню тяги, частоте и скважности включений, ресурсу, импульсу последействия а также экологической безопасности.

Целью работы является определение области эффективного применения систем на закиси азота в ДУ МКА (применительно к классу МКА "микро").

С этой целью проведено сравнение по значению η_m приведенных выше вариантов ДУ на закиси азота (рис. 4) с аналогами на гидразине (рис. 5а), газообразных O_2/H_2 (рис. 5б), НДМГ/АТ (рис. 5в) и РД на холодном газе (рис. 5г). Анализ выполнен при заданных значениях тяги маршевых РД ($P_m=50$ Н) и управляющих РД ($P_y=0,5$ Н). В качестве исследуемой параметрической области взят диапазон массы МКА $M_{КА}=10...100$ кг с полным импульсом ДУ $I_{п}=10...5000$ Н*с. Принято, что 60 % полного импульса приходится на маршевые РД и 40 % на управляющие.

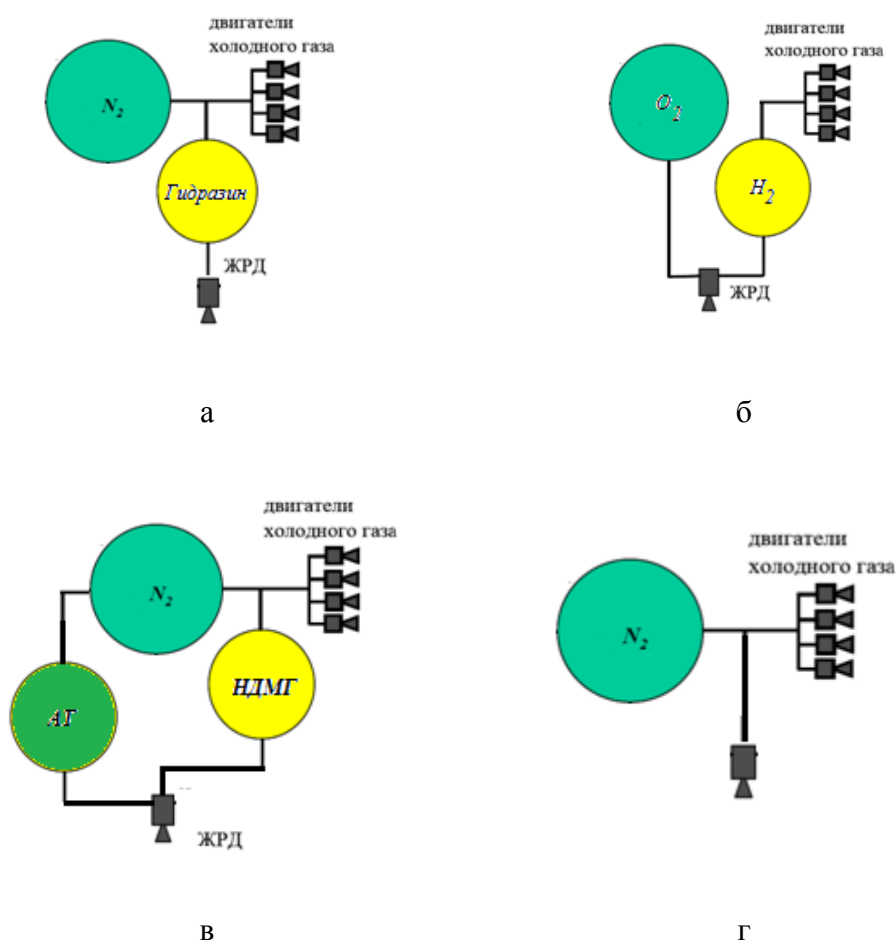


Рис. 5. Схемы ДУ на гидразине (а), газообразных кислороде и водороде (б), АТ/НДМГ (в) и на "холодном газе" (г)

Расчетное определение η_m проводилось в соответствии с [8]. Масса топлива определялась как $M_T = \frac{0,6I_{п}}{I_y^M} + \frac{0,4I_{п}}{I_y^y}$, где I_y^M - удельный импульс маршевого РД и I_y^y - удельный импульс

управляющего РД. Масса ДУ вычислялась как сумма масс элементов $M_{ДУ} = \sum_{i=1}^N M_i$. Агрегаты вариантов ДУ выбирались с учетом существующих и перспективных схемных решений [8].

Масса M_i каждого агрегата ДУ соответствует номенклатуре, производимых в РФ элементов ДУ [9-11]. Удельный импульс РД в пустоте ($I_{уп}$) выбран в соответствии с таблицей 2.

Таблица 2. Удельный импульс РД

Тип РД, топливо	$I_{уп}$, м/с	Тип РД, топливо	$I_{уп}$, м/с
Однокомпонентный РД на N_2O	1950	ЖРД на H_2 и O_2	2960
ГРД на бутадиеновом горючем и N_2O	2070	ЖРД на НДМГ и АТ	2510
ЖРД на этаноле и N_2O	2320	РД на "холодном газе" (N_2)	560
Однокомпонентный РД на гидразине	2210	РД на "холодном газе" (N_2O)	510

В результате проведенных расчетов определены значения массовой энергоотдачи в зависимости от полного импульса ДУ МКА (рис. 6).

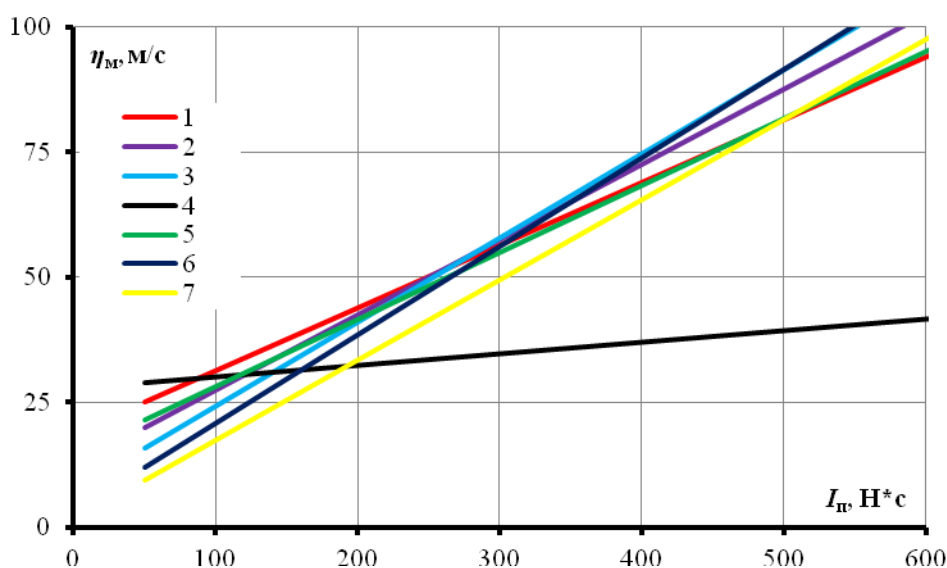


Рис. 6. Зависимость $\eta_{м}$ от полного импульса ДУ для вариантов с использованием: однокомпонентного РД на N_2O (1), ГРД на бутадиеновом горючем и N_2O (2), ЖРД на этаноле и N_2O (3), ДУ на "холодном газе" (4), однокомпонентном РД на гидразине (5), РД на газообразных H_2 и O_2 (6), АТ/НДМГ (7)

На основе выполненного анализа можно сделать следующие выводы. Применение ДУ на закиси азота позволяет снизить массу МКА, если диапазон значений полного импульса ДУ составляет 120...470 $H*с$. При $I_{п} < 260$ м/с более целесообразным становится применение ДУ с

однокомпонентным маршевым РД на N_2O , а при $I_{п} > 260$ м/с - двухкомпонентного ЖРД с использованием N_2O в качестве окислителя. Расчетными методами показано, что применение закиси азота дает возможность снижения массы ДУ МКА на 10...15% относительно ДУ традиционных схем, применяемых в настоящее время.

Список литературы

1. Zakirov V.A., Wan K., Tang C., Shan F., Zhang H., Li L. N_2O Propulsion Research at Tsinghua: 2006 // Proceedings of ESA Space Propulsion Conference, 3rd International Conference on Green Propellants for Space Propulsion, SP-635. Poitiers. France, 17-20 September 2006. P. 128-132.
2. Банго В.И., Разумовский Ю.К., Зайцев И.В. Анализ современных тенденций и направлений развития малых космических аппаратов за рубежом // 3-я Международная конференция-выставка «Малые спутники, новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке». г. Королев, Московская обл., 27-31 мая 2002. Кн.1. С. 381-387.
3. Zakirov V.A., Lawrence T.J., Sellers J.J., Sweeting M.N. Nitrous Oxide as a Rocket Propellant // Proceedings of the 51st International Astronautical Congress. Rio de Janeiro, Brazil, 2-6 October 2000. (Also published in: Acta Astronautica. 2001. Vol. 48, no. 5-12. P. 353-362. DOI: [http://dx.doi.org/10.1016/S0094-5765\(01\)00047-9](http://dx.doi.org/10.1016/S0094-5765(01)00047-9)).
4. Xcor Aerospace: [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.xcor.com> (дата обращения 10.05.2012).
5. Лукьященко В.И., Саульский В.К., Шучев В.А, Смирнов В.В. Международные тенденции создания и эксплуатации малых космических аппаратов // 3-я Международная конф.-выставка «Малые спутники, новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке». г. Королев, Московская обл., 27-31 мая 2002. Кн.1. С. 332-348.
6. Tiliakos N., Tyll J.S., Herdy R., Sharp D., Moser M., Smith N. Development and Testing of a Nitrous Oxide/Propane Rocket Engine, AIAA2001-3834 // 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Salt Lake City, Utah, 8-11 July 2001. P. 258-264.
7. Zakirov V.A., Ke Wan, Fan-li Shan, Hai-yun Zhang, Lu-ming Li. Restartable Hybrid Rocket Motor using Nitrous Oxide, Paper IAC-06-C4.2.02 // Proceedings of 57th International Astronautical Congress. Valencia, Spain, 2-6 October 2006, P. 92-101.
8. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. М.: МГТУ им. Н.Э Баумана, 2005. 486 с.
9. Официальный сайт ФГУП ОКБ «Факел»: [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.fakel-russia.com/> (дата обращения 10.05.2012).
10. Официальный сайт КБхиммаш им. А.М. Исаева: [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.kbhmisaeva.ru> (дата обращения 10.05.2012).

11. Официальный сайт ФГУП НИИМАШ: [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://niimashspace.ru> (дата обращения 10.05.2012).

Analysis of effective use of nitrous oxide as a fuel component for propulsion systems of small spacecrafts

09, September 2012

DOI: 10.7463/0912.0450400

Voroneckii A.V., Aref'ev K.Yu.

Russia, Bauman Moscow State Technical University

voron@mx.bmstu.ruarefyev@rambler.ru

The paper presents the results of a system analysis of efficiency of nitrous oxide (N₂O) as a fuel component for small spacecrafts (SSC). The authors define the criterion for mass efficiency of the propulsion system (PS) of small spacecrafts. They show the current global level of development of SSC remote control. Application field of nitrous oxide in SSC remote control was calculated, and mass efficiency of N₂O application was quantitatively defined.

Publications with keywords: [system analysis](#), [microsatellite](#), [propulsion](#), [nitrous oxide](#)

Publications with words: [system analysis](#), [microsatellite](#), [propulsion](#), [nitrous oxide](#)

References

1. Zakirov V.A., Wan K., Tang C., Shan F., Zhang H., Li L. N₂O Propulsion Research at Tsinghua: 2006. *Proceedings of ESA Space Propulsion Conference, 3rd International Conference on Green Propellants for Space Propulsion, SP-635*. Poitiers. France, 17-20 September 2006, pp. 128-132.
2. Bango V.I., Razumovskii Iu.K., Zaitsev I.V. Analiz sovremennykh tendentsii i napravlenii razvitiia malykh kosmicheskikh apparatov za rubezhom [Analysis of current trends and directions of development of small spacecraft abroad]. *3-ia Mezhdunarodnaia konferentsiia-vystavka «Malye sputniki, novye tekhnologii, miniaturizatsiia. Oblasti effektivnogo primeneniia v 21 veke»* [The 3rd international conference-exhibition «Small satellites, new technologies, miniaturization. The fields of effective use in the 21 century»]. Korolev, Moscow Region, 27-31 May 2002, vol.1, pp. 381-387.
3. Zakirov V.A., Lawrence T.J., Sellers J.J., Sweeting M.N. Nitrous Oxide as a Rocket Propellant. *Proceedings of the 51st International Astronautical Congress*. Rio de Janeiro, Brazil, 2-6 October 2000. (Also published in: *Acta Astronautica*. 2001, vol. 48, no. 5-12, pp. 353-362. DOI: [http://dx.doi.org/10.1016/S0094-5765\(01\)00047-9](http://dx.doi.org/10.1016/S0094-5765(01)00047-9)).

4. Xcor Aerospace. Available at: <http://www.xcor.com> , accessed 10.05.2012.
5. Luk'iashchenko V.I., Saul'skii V.K., Shuchev V.A, Smirnov V.V. Mezhdunarodnye tendentsii sozdaniia i ekspluatatsii malykh kosmicheskikh apparatov. *3-ia Mezhdunarodnaia konferentsiia-vystavka «Malye sputniki, novye tekhnologii, miniaturizatsiia. Oblasti effektivnogo primeneniia v 21 veke»* [The 3rd international conference-exhibition «Small satellites, new technologies, miniaturization. The fields of effective use in the 21 century»]. Korolev, Moscow Region, 27-31 May 2002, vol.1, pp. 332-348.
6. Tiliakos N., Tyll J.S., Herdy R., Sharp D., Moser M., Smith N. Development and Testing of a Nitrous Oxide/Propane Rocket Engine. AIAA2001-3834. *37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. Salt Lake City, Utah, 8-11 July 2001, pp. 258-264.
7. Zakirov V.A., Ke Wan, Fan-li Shan, Hai-yun Zhang, Lu-ming Li. Restartable Hybrid Rocket Motor using Nitrous Oxide. Paper IAC-06-C4.2.02. *Proceedings of 57th International Astronautical Congress*. Valencia, Spain, 2-6 October 2006, pp. 92-101.
8. Dobrovol'skii M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli* [Liquid rocket engines]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2005. 486 p.
9. *Ofitsial'nyi sait FGUP OKB "Fakel"* [Official website of the Federal State Unitary Enterprise "Experimental Design Bureau "Fakel"]. Available at: <http://www.fakel-russia.com> , accessed 10.05.2012.
10. *Ofitsial'nyi sait KBkhimmash im. A.M. Isaeva* [Official website of the Design Bureau of Chemical Engineering of them. A.M. Isaev]. Available at: <http://www.kbhmisaeva.ru> , accessed 10.05.2012.
11. *Ofitsial'nyi sait FGUP NIIMASh*. [Official website of the Federal State Unitary Enterprise "Research Institute of Mechanical Engineering"]. Available at: <http://niimashspace.ru> , accessed 10.05.2012.