



УДК 629.764

**Д. Нинкович**

*Инновационный центр факультета машиностроения  
Белградского университета, г. Белград, Сербия*

**В. Вукашинович**

*Кластер Авиационной промышленности Сербии,  
г. Белград, Сербия*

## ПЕРСПЕКТИВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ПРОИЗВОДСТВА МАЛОБЮДЖЕТНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

*Данная статья посвящена ракетам-носителям спутников, их анализу и новым перспективам в проектировании. В первой части статьи представлен обзор и анализ существующих систем, принимая во внимание их разновидности (космические транспортные системы многократного применения; ракетно-космические транспортные системы однократного применения; первые космические системы однократного применения) и их состояние выведения на орбиту (реальное или прогнозируемое). Во второй части статьи представлена новая перспектива в проектировании ракет-носителей, основанная на выборе оптимальных качеств с экономической точки зрения, а также с учетом анализа, представленного в первой части статьи, и анализа настоящих и будущих тенденций. В заключении приведены выводы относительно преимуществ малобюджетных систем выведения, перспективы совместного сотрудничества, а также рассмотрены вопросы по безопасности.*

*Ключевые слова: спутник, ракета-носитель, средство выведения, низкая стоимость.*

**D. Ninković**

*Innovation Centre of the Faculty of Mechanical Engineering of  
University of Belgrade, Belgrade, Serbia*

**V. Vukašinić**

*Cluster of Serbian Aeronautical Industry,  
Belgrade, Serbia*

## LOW-COST SATELLITE LAUNCH VEHICLES (SLVS) – POSSIBLE NEW APPROACH

*This paper is devoted to SLVs, their analysis and possible novel approach to its design. First part consists of existing systems overview and their analysis, taking into account their background (Reusable Systems, Missile Based Expendable Systems, and Original Expendable Systems), and their state of deployment (in use or under development). Based on the analysis, along with analysis of current and/or future trends, novel approach, economy optimization based, to SLVs design, with basic suppositions and possible targets to be achieved, constitutes the second portion of the paper.*

*At the end, corresponding conclusions, regarding benefits, cooperation and security issues is being examined within the conclusions.*

*Key words: satellite, launch Vehicle, SLV, low-cost*

Для лучшего понимания новых перспектив в проектировании и производстве ракет-носителей, а также их возможностей и вариантов применения для начала необходимо рассмотреть классификацию орбит спутников и ракет-носителей. Орбиты спутников бывают: LEO – низкая околоземная орбита (высотой 200–500 км), MPO – средневысокая полярная орбита (высотой 500–1000 км), GTO – геосинхронная переходная орбита (200 км в перигее, 36 000 км в апогее), GSO – геосинхронная орбита (высотой 36 000 км), классы ракет-носителей могут быть представлены следующим образом: Нано, <10 кг ПН на LEO; Микро, 10–200 кг ПН на LEO; Мини, 200–500 кг ПН на LEO, 100–250 кг на GTO/MPO, Миди, 1000–2000 кг ПН на LEO, 500–1000 кг на GTO/MPO; Макси, 5000–10 000 кг ПН на LEO, 2500–5000 кг на GTO/MPO. Стоит отметить, что в состав ПН на GTO входит двигатель, включаемый в апогее (обычно около 50 % от общей массы ПН), и собственно сам спутник.

В настоящее время эксплуатируются несколько ракет-носителей, принципы построения и опыт работы которых совершенно различны. Все эти системы можно условно поделить на следующие группы:

- космические транспортные системы многократного применения (Space Shuttle);
- ракетно-космические транспортные системы однократного применения (Atlas, Titan, Soyuz, Proton, Rockot, Long March и т.д.);
- первые ракетно-космические системы однократного применения (Ariane, Taurus, Minotaure, Pegasus, Scorpius и т.д.).

Проанализируем существующие системы.

#### **Системы многократного применения.**

До сегодняшнего дня формально существовала только одна космическая система выведения на орбиту – *Space Shuttle*. По завершении этой программы можно было сделать следующие выводы: у программы есть серьезные проблемы (аварийное прекращение полетов «*Columbia*» – во время вхождения в атмосферу, и «*Challenger*» – на участке выведения, оба происшествия привели к полной ликвидации кораблей и смерти астронавтов на борту). Первой и основной целью программы, еще не достигнутой на тот момент, было созда-

ние Космической системы транспортировки многократного применения, главным образом для того, чтобы уменьшить цену за массу ПН на орбите. Однако из-за непомерно дорогой стоимости ракеты-носителя, произведенной с использованием сложной современной технологии (изначально планировалось обеспечить ресурс в 50–100 полетов), и еще более дорогой эксплуатации и технического обслуживания цена за полет возросла до 540 млн долл. (установленная минимальная цена составляла 22 000 долл. за 1 кг на LEO). После того как «второй» срок эксплуатации (второй важной целью было обеспечить ресурс в 50 полетов), входящий в состав стоимости за полет, не был достигнут, цену действительно нельзя было назвать реалистичной.

**Ракетно-космические транспортные системы однократного применения.** Большинство существующих космических систем запуска основаны на системах IRBM (баллистическая ракета средней дальности) и ICBM (межконтинентальная баллистическая ракета), разработки которых проводились с конца 50-х – начала 70-х годов XX века (как *R-7*, *UR-700*, *R13* в СССР/России и *Thor*, *Atlas* и *Titan* в США). Эти системы были разработаны в период холодной войны по самому последнему слову техники, которая была доступна на тот момент, независимо от затрат, которые в то время считались наименее важным фактором при проектировании космической системы.

**Первые ракетно-космические системы однократного применения.** Лишь несколько спутниковых средств выведения считаются первыми, без непосредственного отношения к каким-либо проектам ракетной техники:

- семейство *Ariane* (ракета-носитель Европейского космического агентства, разработанная CNES), которое включает в свой состав 5 основных моделей с множеством разновидностей;
- семейство *H2A* от японских конструкторов;
- семейство *Long March*, разработанное в Китае в рамках правительственных проектов, самой последней моделью этого семейства считается *Long March-3*;

- компания *Orbital* является единственной в своем роде, она разработала свою крылатую ракету *Pegasus*, в состав платформы которой входил бомбардировщик. Другие две ракеты *Taurus* и *Minotaur* находятся в стадии разработки, являясь собственной инициативой компании.

Среди этих групп следует выделить особую подгруппу, в которую входят частные компании (без поддержки со стороны государства), участвующие в процессе исследований и разработок концептов малобюджетных спутниковых ракет-носителей. Основные усилия направлены на разработку нетоксичных (экологически чистых) компонентов топлива, на уменьшение технологии при производстве двигателей однократного применения, на целесообразное производство элементов конструкции и на разработку современных управляемых инерциальных навигационных систем (AINS). Следующие разработки считаются самыми многообещающими и интересными.

- Компания *Microcosm* в настоящее время разрабатывает полный комплект семейства ракет-носителей *Scorpius* на основе недорогих компонентов. Их идея заключается в создании малобюджетных ракет-носителей для различных ПН, но в основе всех этих средств выведения должна лежать

однотипная схема блока коррекции (на основе абляционного жидкостного ракетного двигателя, нагнетающего керосин или жидкий кислород) и однотипные схемы построения.

- *Rocket Propulsion Engineering Company* (Компания по разработке ракетных двигателей) в настоящий момент разрабатывает два небольших малобюджетных средства выведения *LV-1* и *LV-2* семейства *Prospect*; в основе построения лежит двигатель с насосной подачей топлива, которое состоит из смеси перекиси водорода и керосина; при проектировании двигателя сведено к минимуму использование технологии.
- *SpaceX* в настоящее время разрабатывает семейство *Falcon*, в состав которого входят *Falcon-1*, *Falcon-5* и *Falcon-9*.

Технические характеристики и стоимость вышеупомянутых систем представлены в табл. 1.

На основе данной таблицы можно сделать вывод, что стоимость рабочих характеристик является неоправданно высокой для большинства западных систем (\$7,000–25,000 за кг ПН на LEO) независимо от их разновидности (ракетно-космические системы или баллистические ракеты), в то время как действительная цена за 1 кг массы на ракете-носителе

Таблица 1

Технические характеристики и стоимость малобюджетных космических систем однократного применения и первых ракетно-космических систем однократного применения [1]

| Ракетно-космические системы однократного применения |               |               |             |             |            |            |            |            |
|-----------------------------------------------------|---------------|---------------|-------------|-------------|------------|------------|------------|------------|
| Основной подрядчик                                  | Boeing        | Boeing        | Lockheed    | Martin      | Krunichev  | Energia    | Krunichev  | Kosmotrans |
| Название                                            | Delta-II 7920 | Delta-II 7925 | Atlas-IIA   | Titan-IV    | Proton K   | Soyuz      | Strela     | Dnepr-M    |
| На основе ракет                                     | Thor          | Thor          | Atlas       | Titan-II    | UR-200     | R-7        | RS-18      | RS-20      |
| Кол-во ступеней                                     | B+2           | B+2           | B+2         | B+3         | 3          | B+2        | 3          |            |
| Общая длина, м                                      | 38.900        | 38.900        | 47.400      | 55.900      | 44.3+      | 42.500     |            |            |
| Общая масса, кг                                     | 226488        | 228705        | 230376      | 911980      | 669020     | 298300     | 107982     | 268300     |
| Масса ПН на LEO, кг                                 | 5139          | 5650          | 8618        | 17690       | 19760      | 7000       | 1850       | 4500       |
| Масса ПН на GTO, кг                                 | 1350          | 1869          | 3720        | 5760        | 4350       | 4000       |            | 1200       |
| Цена, млн                                           | \$49          | \$55          | \$110       | \$435       | \$36       | \$17       | \$12       | \$13       |
| Цена за 1 кг                                        | \$216.35      | \$240.48      | \$477.48    | \$476.98    | \$53.81    | \$58.00    | \$111.13   | \$48.45    |
| Цена за 1 кг ПН                                     | \$9,534.93    | \$9,734.51    | \$12,763.98 | \$24,590.16 | \$1,821.86 | \$2,471.43 | \$6,486.49 | \$2,888.89 |

(за исключением топлива, которое является достаточно недорогим, несколько долларов за 1 кг) находится в пределах \$6,000–15,000. В состав ракет входят такие дорогостоящие приборы, как гироскопы (стоимостью в пределах \$25,000–50,000 за 1 кг), которые являются частью оборудования наведения и управления, хотя в большинстве своем представляют собой относительно простые сосуды высоко-

го давления. На графике (рис. 1) представлен краткий обзор цен ПН на LEO/GTO.

Несмотря на то, что уже существуют некоторые индивидуальные наработки по альтернативному проектированию и производству ракет-носителей, все еще есть место для новых разработок.

Принимая во внимание закон Августина, который утверждает, что последние 10 % про-

Окончание табл. 1

| Первые космические системы однократного применения |            |             |                |             |             |             |
|----------------------------------------------------|------------|-------------|----------------|-------------|-------------|-------------|
| Основной подрядчик                                 | CNES       | NASDA       | Great Wall Co. | Orbital     | Orbital     | Orbital     |
| Название                                           | Ariane-5   | H2A-202     | Long March 3   | Taurus      | Minotaur    | Pegasus     |
| На основе ракеты                                   | —          | —           | —              | —           | —           | —           |
| Кол-во ступеней                                    | B+2        | B+2         | 3              | 4           | 4           | 3           |
| Кол-во боковых ускорителей                         | 2          | 2           |                |             |             |             |
| Общий диаметр, м                                   | 3.000      | 2.500       | 3.350          | 2.360       | 1.661       | 1.250       |
| Общая длина, м                                     |            |             |                |             | 19.1516     |             |
| Общая масса, кг                                    | 180900     | 133200      | 200500         | 71254       | 0           | 22871       |
| Масса ПН на LEO, кг                                | 18000      | 10500       | 5000           | 1380        | 550         | 369         |
| Масса ПН на GTO, кг                                | 6800       | 4000        | 1500           | 448         |             |             |
| Цена, млн                                          | \$118      | \$157       | \$39           | \$24        | \$14        | \$13        |
| Цена за 1 кг                                       | \$652.29   | \$1,178.68  | \$194.51       | \$336.82    |             | \$581.52    |
| Цена за 1 кг ПН                                    | \$6,555.56 | \$14,952.38 | \$7,800.00     | \$17,391.30 | \$25,454.55 | \$36,043.36 |

| Малобюджетные космические системы однократного применения (в разработке) |              |              |            |            |            |            |          |
|--------------------------------------------------------------------------|--------------|--------------|------------|------------|------------|------------|----------|
| Основной подрядчик                                                       | RocketProp   | RocketProp   | Scorpions  | Scorpions  | Scorpions  | Scorpions  | S.E.T.   |
| Название                                                                 | Prospect LV1 | Prospect LV2 | Sprite     | Antares    | Exodus     | Freighter  | Falcon-1 |
| На основе ракеты                                                         |              |              |            |            |            |            |          |
| Кол-во ступеней                                                          | 2            | 2            | 3          | 3          | 3          | 3          |          |
| Кол-во боковых ускорителей                                               |              |              |            |            |            |            |          |
| Общий диаметр, м                                                         | 1,200        |              | 3,353      |            |            |            |          |
| Общая длина, м                                                           | 15,545       |              | 15,850     |            |            |            |          |
| Общая масса, кг                                                          | 9900         | 39600        | 41050      |            |            |            | 130665   |
| Масса ПН на LEO, кг                                                      | 190          | 816          | 317        | 2948       | 6800       | 22675      | 1224     |
| Масса ПН на GTO, кг                                                      | 100          | 400          |            |            |            |            |          |
| Цена, млн                                                                | \$2.500      | \$7.500      | \$2.000    | \$6.690    | \$12.500   | \$28.000   | \$12.0   |
| Цена за 1 кг                                                             | \$252.53     | \$189.39     | \$48.72    |            |            |            | \$92     |
| Цена за 1 кг ПН                                                          | \$13,125.43  | \$9,187.80   | \$6,300.20 | \$2,269.53 | \$1,838.24 | \$1,234.84 | \$9,808  |



изводительности составляют 30 % стоимости на разработку и 50 % проблем, можно сделать вывод: оптимальная стоимость на ракету-носитель подразумевает разумное использование технологии, при этом обеспечивая самые лучшие рабочие характеристики. Иными словами: вместо того, чтобы улучшать технологию, процесс проектирования ракет-носителей должен быть более направлен на экономическую сторону проекта, то есть необходимо выбирать технологию исходя из того, чтобы получить достаточно высокую производи-

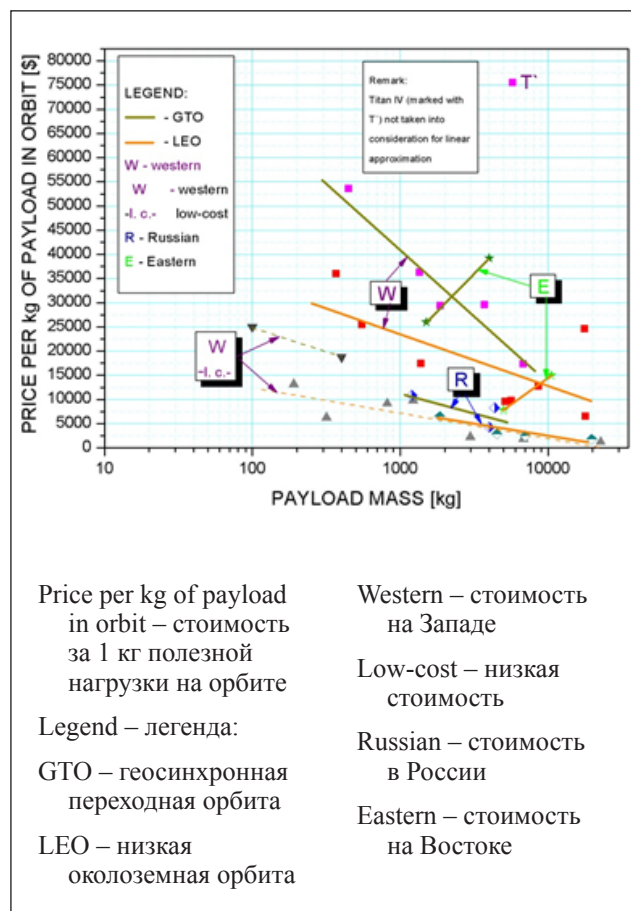


Рис. 1. Краткий обзор стоимости на ПН на LEO/GTO

тельность, но не настолько высокую, чтобы это значительно повлияло на стоимость продукции.

Существуют следующие перспективы в проектировании и производстве ракет-носителей:

1. Оптимизация всех решений в проектировании и производстве для получения самой низкой стоимости за 1 кг на орбите.
2. Применение по максимуму всех доступных, с точки зрения стоимости, материалов.

3. Применение по максимуму существующих технологий.
4. Применение недорогих экологически чистых компонентов топлива, не требующих сложного процесса технического обслуживания.
5. Простой ракетный двигатель с аблятивным или радиационным охлаждением, простая форсунка (с штифтовым распылителем или центробежным насосом), система подачи топлива под давлением или с насосом без поршня.
6. Объединение системы наведения Инерциальной навигационной системы (INS) и Глобальной системы местопределения (GPS) в одну систему, таким образом, обеспечивая минимальную стоимость системы наведения.
7. Применив, с учетом процесса проектирования, более простые операции по сборке, транспортировке, подготовке к старту и запуску, а также слежению и сбору телеметрии, можно было бы получить следующие классы ракет-носителей (см. рис. 2):

- *миниатюрный (мини)* – класс ракет-носителей, который способен вывести 200–500 кг ПН на LEO или 150–250 кг ПН на GTO/MPO;
- *средний (миди)* – класс ракет-носителей, который способен вывести 1000–2000 кг ПН на LEO или 500–1000 кг ПН на GTO/MPO;
- *максимальный (макси)* – класс ракет-носителей, который способен вывести 5000–10 000 кг ПН на LEO или 2500–5000 кг на GTO/MPO.

На рис. 2 представлено общее направление тщательно продуманного построения, которое могло бы быть реализовано путем минимизации количества различных комплектующих через построение нескольких модулей (ступеней) с минимальным количеством различных ракетных двигателей (каждый в двух вариантах – оптимизированный над уровнем моря и для вакуума, но по однотипной технологии, концепту и принципам проектирования). Например, для базового двигателя класса мини предпочтительно иметь приблизительное значение тяги 50 kN над уровнем моря или 60 kN для работы в вакууме. Для класса миди эти значения соответствовали бы 200 kN (над уровнем моря)/240 kN (при вакууме), а для класса макси было бы 1000 kN (над уровнем моря)/ 1200 kN (при вакууме),

все имеют 4-камерное построение, упрощенное шарнирное закрепление для управления вектором тяги. Эти модули можно объединить вместе на первых ступенях для минимизации количества различных подсистем, а также улучшения и упрощения целостности конструкции.

Наличие 6 модулей обеспечило бы лучшую комплектацию и лучшую целостность конструкции, то есть первая ступень могла бы иметь связку из 6 базовых модулей, установленных вокруг основной части ракеты, представляющую вторую и третью ступени. Применение этого метода уменьшило бы размер средства выведения, упростило бы процесс его транспортировки и такелажных работ.

Можно применить следующие принципы для улучшения компонентов топлива:

- применение нетоксичных компонентов топлива с целью снижения риска для здоровья персонала;
- применение экологически чистых компонентов топлива для охраны окружающей среды;
- исключение, при возможности, криогенных компонентов топлива, чтобы избавиться от проблем с их хранением;
- исключение сильноагрессивных компонентов топлива для упрощения построения топливного бака и трубопровода;
- исключение дорогостоящих компонентов топлива;
- рассмотрение высокой производительности как наименее важного фактора.

Исходя из перечисленного, выбор может быть сделан в пользу окислителя: 80–85 % *перекиси водорода*, топливо: *керосин или углеводородное топливо (такое, как пропилен)*.

Принимая во внимание возможную утилизацию, обеспечить: для систем нагрева/испарения – самоиспарение или испарение при помощи газового генератора или испарение нагреванием в охлаждающем канале тяговой

камеры; для системы топливного бака и блока наддува – простое моноблоковое построение со слоем алюминия, алюминия и других сплавов или со сложной/металлической конструкцией внутри купола; простое устройство наведения, применяя недорогие инерциальные компоненты в системе спутниковой навигации; для системы контроля над тяговым вектором тяговые камеры с шарнирно закрепленным соплом с нагретым газом, с откачивающим насосом, с одной степенью свободы

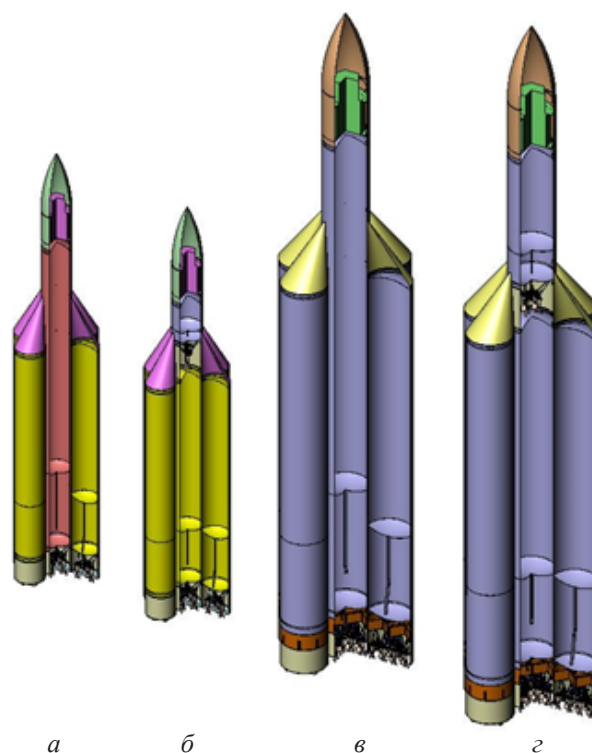


Рис. 2. Варианты конфигурации малобюджетных ракет-носителей: а – мини; б – мини; в – миди; г – миди третьего класса

(проектирование для 4-камерного двигателя) и/или с двумя степенями свободы для управления креном; стоимость компонентов должна быть следующая: за 1 кг конструкции – 300\$, за 1 кг топлива – 5\$, за 1 kN тяги ракетного

Таблица 2

Целевые показатели/результаты, которые желательно получить (расчетные значения)

| Модель                     | MINI-2   | MINI-3  | MIDI-2  | MIDI-3  | MAXI-2   | MAXI-3    |
|----------------------------|----------|---------|---------|---------|----------|-----------|
| Кол-во ступеней            | 2        | 3       | 2       | 3       | 2        | 3         |
| Масса ПН на LEO, кг        | 250      | 350     | 1200    | 1950    | 5400     | 9000      |
| Масса ПН на GTO/МРО, кг    | 40       | 200     | 500     | 1150    | 2000     | 5500      |
| Цена, млн                  | \$0.96   | \$0.98  | \$3.356 | \$3.340 | \$14.793 | \$15.1509 |
| Цена за 1 кг ПН на LEO     | \$3.552  | \$2.521 | \$2.713 | \$1,756 | \$2,740  | \$1,684   |
| Цена за 1 кг ПН на GTO/МРО | \$22.421 | \$4.530 | \$6.713 | \$2,965 | \$7.397  | \$2.755   |

двигателя – 1000\$, за набор бортовой радиоаппаратуры стоимость – 50 000\$, стоимость запуска – 100 000\$; есть вероятность, что можно достичь показателей, представленных в табл. 2.

В данный расчет не входят стоимость исследований и разработок, а также прибыль.

Итак, в заключение статьи можно сделать следующие выводы.

Проектирование и производство малобюджетных ракет-носителей представляют определенный интерес в том случае, если процесс проектирования направлен более на материальную сторону, чем на техническую сторону.

Преимущества эксплуатации такой системы можно описать при помощи анализа совершенно различных параметров, но самое очевидное из преимуществ, которое в первую очередь привлекает к себе внимание, является снижение затрат, связанных с космическими исследованиями, и/или применение необходимой/целевой аппаратуры спутника. Экономия средств на ресурсы в данном сегменте проектирования позволит распределить оставшиеся средства среди других секторов космической отрасли, при этом получая те же результаты от используемых ресурсов, что называется, «цель оправдывает средства».

Этот намеренный уход от использования высоких технологий позволит принять участие в проектировании ракет-носителей многим другим организациям, которые смогут представить собственные разработки в данной области, утилизацию систем или же приложить совместные усилия посредством сотрудничества на международном уровне. В любом случае рано или поздно в проектиро-

вании будут преобладать новые знания и перспективы.

Особой выгодой для новичков на этом поприще было бы их участие в разработках высоких технологий, в частности сотрудничество с солидными известными компаниями. Это могло бы послужить двигателем экономического развития при помощи создания различных взаимосвязанных организаций (например, кластеров или ассоциаций), так как небезызвестно, что участие в схожих областях «объединяет» множество заинтересованных сторон, бизнесменов или НИИ (научно-исследовательских институтов).

Естественно, что разработка и использование такой технологии может повлечь ряд вопросов по безопасности, но их можно решить при помощи вышеупомянутого сотрудничества и учреждения соответствующих органов контроля.

*Данная статья посвящена памяти Профессора Доктора Джордже Благовича, его работе, его достоянию и его стремлению создать Космическое агентство Сербии, которое бы непосредственно занималось проектированием малобюджетных ракет-носителей. Большая часть настоящей статьи создана благодаря тесной, сплоченной совместной работе под его руководством.*

## Библиографические ссылки

1. Maini A. K., Agrawal W. Compendium of Satellites and Satellite Launch Vehicles, John Wiley & Sons, Ltd, Hoboken, NJ 2007.

*Статья поступила в редакцию  
10.12.2012 г.*