



ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ
БІЛІМ ЖӘНЕ ҒЫЛЫМ МИНИСТРЛІГІ
МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН
MINISTRY OF EDUCATION AND SCIENCE
OF THE REPUBLIC OF KAZAKHSTAN



Л. Н. ГУМИЛЕВ АТЫНДАҒЫ
ЕУРАЗИЯ ҰЛТТЫҚ УНИВЕРСИТЕТІ
ЕВРАЗИЙСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМ. Л. Н. ГУМИЛЕВА
GUMILYOV EURASIAN
NATIONAL UNIVERSITY



Студенттер мен жас ғалымдардың
«Ғылым және білім - 2015»
атты X Халықаралық ғылыми конференциясының
БАЯНДАМАЛАР ЖИНАҒЫ

СБОРНИК МАТЕРИАЛОВ
X Международной научной конференции
студентов и молодых ученых
«Наука и образование - 2015»

PROCEEDINGS
of the X International Scientific Conference
for students and young scholars
«Science and education - 2015»

УДК 001:37.0
ББК72+74.04
Ғ 96

Ғ96

«Ғылым және білім – 2015» атты студенттер мен жас ғалымдардың X Халық. ғыл. конф. = X Межд. науч. конф. студентов и молодых ученых «Наука и образование - 2015» = The X International Scientific Conference for students and young scholars «Science and education - 2015». – Астана: <http://www.eni.kz/ru/nauka/nauka-i-obrazovanie-2015/>, 2015. – 7419 стр. қазақша, орысша, ағылшынша.

ISBN 978-9965-31-695-1

Жинаққа студенттердің, магистранттардың, докторанттардың және жас ғалымдардың жаратылыстану-техникалық және гуманитарлық ғылымдардың өзекті мәселелері бойынша баяндамалары енгізілген.

The proceedings are the papers of students, undergraduates, doctoral students and young researchers on topical issues of natural and technical sciences and humanities.

В сборник вошли доклады студентов, магистрантов, докторантов и молодых ученых по актуальным вопросам естественно-технических и гуманитарных наук.

УДК 001:37.0
ББК 72+74.04

ISBN 978-9965-31-695-1

©Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия
ұлттық университеті, 2015

Как показал опыт эксплуатации, аппарат легко и без последствий переносит небольшие удары и падение с высоты человеческого роста, особенно если используется защитный кожух. Но лучше, конечно, таких моментов избегать.

Управление квадрокоптером настолько просто, что можно обучить ребенка управлять им. К примеру, я научил ученика 3 класса уверенно управлять квадрокоптером уже через 2 занятия длившихся по часу. Управлять квадрокоптером можно двумя режимами: режим «Absolute control», где квадрокоптером полностью на себя берет управление и движется относительно управляющего устройства при наклоне планшета, режим «Joypad mode», где управление проводится с помощью джойстика. Можно даже делать разные трюки, например, сделать «бочку» при полете. А также даже играть в разные игры. Например, можно устроить гонку квадрокоптеров или осуществить точную посадку его на какуюнибудь поверхность и так далее.

Обслуживание квадрокоптера тоже несложное, в комплекте с квадрокоптером шли 3 пары вентиля. В случае если вентили будут повреждены их можно сразу заменить. К тому же на сайте производителя имеются все необходимые запасные части и инструменты для выполнения ремонта устройства разной сложности: от элементарной замены лопастей до демонтажа бортового компьютера квадрокоптера.

Список использованных источников

1. Джулио Дуэ. Господство в воздухе. Вероятные формы будущей войны. – СПб.: Terra Fantastica, 2003.
2. Громаков Ю.А., Северин А.В., Шевцов В.А. Технологии определения местоположения в GSM и UMTS. – М.: "Эко-Трендз", 2005. 140 стр.
3. Коненев В.Н. Беспилотный летательный аппарат – квадрокоптер «Майский жук» с автоматической системой ГЛОНАСС навигации. – Москва: НИЯУ МИФИ, 2013.
4. Кумисбек Г.М. Квадрокоптер – беспилотный летательный аппарат: возможности и технические свойства. Материалы научного семинара. – Астана, ДШ. 2013.

УДК 623.451.8

АКТУАЛЬНОСТЬ И ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ РАКЕТОНОСИТЕЛЕЙ

Лашук Максим Юрьевич, Сулейменов Сагын Серикбаевич

lashuk-maksim@mail.ru

Евразийский национальный университет им. Л.Н.Гумилева, г.Астана, Казахстан

Научный руководитель – Ибилдаев Б.К.

Разработка и создание ракет-носителей сверхлегкого класса (РНСК) является одной из актуальных задач современной космонавтики. Это обусловлено необходимостью выведения в околоземное космическое пространство (ОКП) малоразмерных космических аппаратов (КА) массой от 1 кг до 50 кг [1 - 3]. В течение продолжительного времени подобные КА разрабатывались в основном радиолюбителями, университетами или другими «малобюджетными» организациями. Естественно, что в этих условиях не возникал вопрос о создании специальных ракет-носителей для выведения на орбиту малоразмерных КА. Заказчики в основном довольствовались возможностью запуска своих КА.

Однако, как показал анализ рынка космических услуг[1,2], количество разрабатываемых современных малоразмерных КА постоянно увеличивается, а развитие микроминиатюризации и нанотехнологий в космической отрасли привело к расширению функциональных возможностей малогабаритной аппаратуры, используемой в КА. В свою

очередь, малоразмерными КА заинтересовались военные организации [3], которым для оперативного решения своих задач необходимо осуществлять запуски КА в требуемые сроки, не дожидаясь «удобного» случая. Современные же ракеты-носители (РН), обеспечивающие выполнение транспортных космических услуг, в основном предназначены для выведения КА массой не менее сотни килограммов, и использование их для выведения КА, имеющих на порядок меньшую массу, экономически нецелесообразно. Собственно, инвестиционная привлекательность, необходимость решения проблемы оперативного и независимого выведения малоразмерных КА в ОКП и обуславливают активные разработки относительно дешевых РНСК.

Сложилась тенденция снижения финансирования космических программ во всем мире. Большинство стран не вкладывают средства в масштабные космические проекты. Возможно, именно поэтому стала такой востребованной тема ДЗЗ, требующая минимальных затрат в космической сфере деятельности. В том числе и затрат на спутники, веса и стоимость которых снижаются. Модной стала тема наноспутников, т.е. спутников весом менее 10 кг. Проекты намечают их количества, измеряемые тысячами.

Это в свою очередь диктует необходимость снижения общих затрат на пуски и повышение долговечности низкоорбитальных систем не за счет высокой стоимости КА, а за счет обслуживания спутников на орбите, их возврата для возможного повторного использования. Появилось требование к оперативности пусковых услуг, которое не обеспечивается средними и тяжелыми РН, даже в силу необходимости полной загрузки ракеты полезным грузом.

Проблемы современной космонавтики родились в XX в., но устранять их нужно современникам XXI в. Для этого необходимо создание новых технических средств, которые будут надежными, удобными в эксплуатации, экологически безопасными, в целом более дешевыми, чем существующие. Один из таких средств может быть экологически безопасная малоразмерная легкая ракета-носитель (РН), простой в обслуживании. Создание малоразмерной РН предназначено, прежде всего, для обеспечения развития ДЗЗ.

В мире уже есть практика применения малоразмерных РН с 60-х годов XX в., начиная с РН «Скаут», заканчивая современной крылатой РН «Пегас», РН Falcon-1 и др. (см. таблицу).

Таблица 1

Легкие ракеты-носители

№ п/п	Ракета-носитель	Страна	Компания	Длина, м	Диаметр, м	Стартовая масса, т	Заявленный полезный груз, кг	Реальный полезный груз, кг	К-во ступеней
1	Falcon-1	США	SpaceX	21,3	1,7	38,555	670	180	2
2	Heat1 X-Tycho Brahe	Дания	Кристиан фон Бенгтсон и Питер Мэдсен	9	0,65	1,6	космонавт	-	?
3	Minotaur V	США	Orbital Sciences	24,58	2,67	89,374	342÷650	?	5
4	Наро (KSL V1)	Республика Корея	KARI	25,8	2,9	140,6	100	100	2
5	Эпси	Япония	JAXA	24,4	2,5	91	450	340	3

	лон								
6	Shavit (RSA-3)	Израиль	Israel Aircraft Industries Ltd	26,4	2,3	30,5÷70	350÷800	300	4
7	Vega VV02	Италия	ESA/ASI/Avio	30	3	137	1500	?	4
8	Rokot	Россия ГКНП Ц им. Хруничева	Eurockot Launch Services	29,15	2,5	107	1950	?	3
9	Taurus	США	Orbital Sciences	27,9	2,35	73	1350	?	4
10	Решение о создании	Великобритания	Newton	-	-	-	-	-	-
11	Решение о создании	Казахстан	СП «Байтерек»	-	-	-	-	-	-
12	Решение о создании	Украина	КБ «Южное»	33,4	3	130	до 1700	-	2
13	Куайчжоу (KZ)	КНР	CASIC - Китайская корпорация авиакосмических наук и промышленности	?	?	?	?	?	?
14	Safir	Иран	Iranian Space Agency	22	1,25	26	50÷100	-	2
15	Simorgh	Иран	Iranian Space Agency	27	?	77	более 60	-	2

Появление наноспутников тем более требует небольшого носителя с общими малыми затратами на пуск, и, желательно, с обеспечением пуска практически из любой точки Земли. Малоразмерная легкая РН с полезным грузом менее одной тонны, может стартовать с пусковой установки без космодрома. Запуск может осуществляться с земли, воздуха, морской акватории.

Легкая ракета носитель, доступная для производства, простая в обслуживании, с минимальными затратами в целом, нужна в массовом использовании космических данных и технологий всеми странами мира. Основная задача легкой ракеты носителя – это вывод на орбиту высотой до 900 км спутника или другого космического аппарата без собственного двигателя весом до 200 кг или НБПЛА весом 600-900 кг с собственным двигателем.

Следует учесть, что в последние годы (2010-2012 гг.) количество спутников ДЗЗ весом менее 200 кг составило около 16 % от всех КА ДЗЗ. К этой же весовой категории относятся практически все технологические КА, экспериментальные, низкоорбитальные навигационные. Следовательно, можно предположить, что КА весом до 200 кг составляют $\approx 37\%$ (примерно треть от всех КА, и этот сегмент заслуживает отдельного внимания).

Все страны космического клуба (всего около 27), в том числе учитывая некоторую ограниченность в космодромах, могли бы осуществить 37 % пусков КА весом до 200 кг с собственных территорий (т.е. вообще без необходимости космодрома) и с помощью малоразмерной легкой, доступной по цене РН.

Из всего вышеперечисленного можно выделить существующие в наше время проблемы:

- в большинстве стран мира нет возможностей тратить средства на дорогостоящие проекты средних и тяжелых РН, а также строительство и содержание космодромов для обеспечения разовых запусков КА;

- снижение стоимости КА приводит к снижению срока их эксплуатации, а это в свою очередь, требует оперативного орбитального обслуживания (как минимум, своевременная замена вышедшего из строя КА, замена аккумуляторов и заправка топливом КА);

- КА для разовых миссий – выброшенная на орбите дорогостоящая техника, которая вполне могла бы быть использована многократно;

- существует проблема заполнения геостационарной орбиты – желающих разместить на этой орбите КА больше, чем имеется пространства – поэтому уже есть мировая практика распределения точек «стояния» телекоммуникационных КА на ГСО; точно так же неизбежно возникнет необходимость лимитирования при формировании низкоорбитальных группировок, возникнет требование по снятию КА с орбит, иначе обломки «мертвых» объектов превратят орбиту в необитаемую зону;

- остается проблема экологии и проблема зон отчуждения для падения ступеней средних и тяжелых РН.

Все эти проблемы, с учетом перспектив, могут быть решены при выборе современного подхода к формированию и обслуживанию орбитальных систем [6].

1. Пуск без космодрома с зонами отчуждения в пределах 100 км.

2. Общая стоимость изготовления легкой РН и стоимость ее пуска должны быть в десятки раз меньше, чем пуск одной тяжелой РН.

3. Коммерциализации космонавтики в настоящее время не существует, она иллюстрируется так называемыми коммерческими пусками, когда большинство стран мира не имеет доступа к собственным пусковым услугам. Поэтому «коммерческая» оценка удельной стоимости пуска КА с выгодой использования тяжелых РН – заблуждение. Такая «выгода» ставит многие государства в зависимость от стран, оказывающих пусковые услуги. Поэтому следует перейти на оценку общих затрат и оценку выгоды от возможности собственных пусковых услуг (в том числе при обеспечении возможности приобретения дешевых РН на мировом рынке, т.е. при необязательности создания собственного производства РН, как это уже произошло с комплектующими спутников и РН, как это имеет место с автомобилями, самолетами и другой техникой).

Все вышеперечисленное относится к сегменту космонавтики в размере $\approx 37\%$ запуска низкоорбитальных спутников и их эксплуатации. Свои ниши остаются для других направлений космонавтики: телекоммуникационные системы, межпланетные полеты, пилотируемые и транспортные полеты, научные исследования.

Сравнительно низкая стоимость обусловливается малыми габаритами, что упрощает производство и запуск, специально спроектированными двигателями, пригодными для изготовления в промышленности, допускающими возможность переборки после эксплуатации с целью повторного использования, с неохлаждаемыми неметаллическими соплами.

Францией предложена РН воздушного базирования для запуска трех микроспутников системы радиоэлектронной разведки на 2008-2009 гг. Речь идет о легкой трехступенчатой

РН, запускаемой с истребителя Eurofighter (EFA). Самолет-носитель может стартовать с итальянской авиабазы в Сардинии. Грузоподъемность РН — 50 кг; в эту массу укладываются некоторые европейские военные микроспутники.

Основные технические проблемы создания сверхмалых РН связаны, конечно, с масштабным фактором. При очень малых размерах толщины и площади сечений силовых элементов определяются не столько уровнем нагрузок, сколько технологическими факторами. В результате конструктивное совершенство наноносителей оказывается существенно меньшим, чем для РН «нормальной» размерности. Но этот же фактор, благодаря избыточности запасов прочности, предоставляет проектантам определенную свободу действий. Например, такая РН легче переносит маневры в атмосфере с большими поперечными перегрузками, что весьма полезно при воздушном старте. Одним словом, проектирование такой РН — это интереснейшая инженерная задача.

Представляется, что, исходя из условий мобильности и оперативности использования, РН должна быть твердотопливной трехступенчатой со стартовой массой 1000-1200 кг. Это значение выбрано из условия ее размещения на многопозиционных катапультных устройствах МКУ-6 бомбардировщиков Ту-22МЗ, Ту-95МС и Ту-160. Кроме того, такая масса позволит запускать РН с легких колесных шасси, а также — без особых проблем — с истребителя МиГ-31.

Как показали результаты исследований ряда авторов, оптимальные значения проектных параметров существенно зависят от высоты орбиты и стартовой массы РНСК, характеризующих решаемую целевую задачу. Так, для высот круговых орбит выведения КА от 700 км до 1300 км и стартовых масс РНСК от 10 т до 16 т, оптимальное значение относительной конечной массы первой ступени принимает значения в диапазоне от 0,26 до 0,29, оптимальное значение коэффициента начальной тяговооруженности первой ступени от 0,39 до 0,44, оптимальное значение коэффициента начальной тяговооруженности второй ступени от 1,15 до 1,35. Поскольку изменение указанных параметров в таких диапазонах оказывает существенное влияние на облик и энергетические возможности РНСК, то оптимизация этих (и, возможно, других) параметров для конкретных целевых задач представляется необходимым этапом процесса проектирования ракеты-носителя.

Список использованных источников

1. Алпатов А. П. Методология системных исследований конкурентоспособности транспортных космических систем / А. П. Алпатов, В. К. Дорошкевич, В. И. Кузнецов // Информационные технологии в управлении сложными системами: международная научно-практическая конференция, май, 2008 г., Днепропетровск : сборник докладов и тезисов. - Днепропетровск : ИТМ НАНУ и НКАУ, 2008. - С. 64 - 67.
2. Алпатов А. П. Исследования конкурентоспособных обликов транспортных космических систем. /А. П. Алпатов, В. К. Дорошкевич, В. И. Кузнецов, И. Ф. Мостипан // Информационные технологии в управлении сложными системами : международная научно-практическая конференция, май, 2008 г., Днепропетровск : сборник докладов и тезисов. - Днепропетровск : ИТМ НАНУ и НКАУ, 2008. - С. 68 - 71.
3. Афанасьев И. Наноракета для наноспутников? / И. Афанасьев, Д. Воронцов // Новости космонавтики. - 2007. - Т.17, № 7 (294). - С. 39 - 41.
4. Тарасов Е. В. Алгоритм оптимального проектирования летательного аппарата / Е. В.Тарасов. - М : Машиностроение, 1970. - 364 с.
5. Лебедев А. А. Баллистика ракет. / А. А. Лебедев, Н. Ф. Герасюта. - М. : Машиностроение, 1970. - 244 с.
6. Сенькин В. С. Оптимизация программ управления полетом и оптимизация тяги маршевой двигательной установки управляемого ракетного объекта / В. С. Сенькин // Техническая механика. - 2000. - № 1. - С. 46 - 50.

7. Сенькин В. С. Выбор программы управления движением космического аппарата при переходе с начальной круговой орбиты на заданную конечную круговую орбиту / В. С. Сенькин // Техническая механика. - 2003. - № 2. - С. 79 - 87.

8. Шкадов М. Л. Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере / М. Л. Шкадов, Р. С. Буханова, В. Ф. Илларионов, В. П. Плохих. - М. : Машиностроение, 1972. - 240с.

9. Батищев Д. И. Поисковые методы оптимального проектирования / Д. И. Батищев. - М. : Сов. Радио, 1975. - 216 с.

УДК 629.76

ЖЕР ОРБИТАСЫНДА ОРНАЛАСҚАН ДЕНЕЛЕРГЕ ӘСЕР ЕТЕТІН ФАКТОРЛАР

Меркенов Абылай Ержанұлы

merkenoff@mail.ru

Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия Ұлттық Университеті 2 курс студенті, «Ғарыштық техника және технологиялар» кафедрасы,
Астана, Қазақстан
Ғылыми жетекші – М.И. Касабеков

Жер орбитасында ұшып жүрген денелерге әсер ететін көптеген факторлардың ішінде негізінен ескеретін келесі факторлар болып есептеледі:

1. Жер пішінінің идеал шар пішінінен ауытқуы;
 2. Жер массасының таралуының біркелкі болмауының әсерінен жердің тартылыс күшінің біртегіс болмауы;
 3. Ай - Күннің тартылыс күштерінің әсері;
 4. Атомсфераның әсері;
 5. Күн қысымы.
1. Жер пішінінің идеал шар пішінінен ауытқуы өршімелі түйіннің бойлығы мен перигелийдің бұрыштық қашықтығының өзгеруіне әкеледі. Нақтырақалғанда

$$\Omega = -\frac{3}{2} * J_2 * \left(\frac{r_g}{a}\right)^2 * n * (1 - \varepsilon^2)^{-2} * \cos(i)$$
$$\dot{\omega} = \frac{3}{2} * J_2 * \left(\frac{r_g}{a}\right)^2 * n * (1 - \varepsilon^2)^{-2} * \left(2 - \frac{5}{2} * (\sin i)^2\right)$$

Орбита параметрлерінің белгілі бір мәндерін қолданған кезде прецессияны орбитаның арнайы түрлеріне қол жеткізу үшін қолдануға болады.

Арнайы орбиталардың түрлері

Күнді-синхронды орбита – орбитадағы объект кез келген жер бетінің нүктесінің үстінен шамамен бірдей жергілікті күндік уақытпен өтетін параметрлі гелиоцентрлік орбита. Сондықтан Жер бетін жарықтандыру бұрышы жер серіктерінің барлық өтімдерінде бірдей болады. Мұндай тұрақты жарықтандыру шарттары, Жер бетінің суреттерін түсіретін, жер серіктері үшін өте тиімді болып келеді. Осындай сипаттамалар алу үшін орбита параметрлері арнайы таңдалады. Жердің Күнді айналуын ескеру үшін Орбита шығыс бағытта жылына 360 градусқа (шамамен күніне 1 градус) прецессиялануы қажеті.

Прецессия, Жердің полярлық сығылу әсерінен домалақ болмауы себепті, оның жерсерігінің әсерлесу салдарынан болады. Прецессия жылдамдығы орбита көлбеулігіне тікелей тәуелді. Прецессияның қажетті жылдамдығын тек орбитаның белгілі бір биіктік диапазонында ғана қол жеткізуге болады (көбінесе, 96-100 мин периодты 600-800 км), аталған биіктік диапазондары үшін көлбеулік шамамен 98° тең.