

А. С. Левенко<sup>1</sup>, В. И. Присяжный<sup>2</sup>, О. Л. Паук<sup>3</sup>, А. С. Дрозденко<sup>4</sup>

<sup>1</sup> Аэрокосмическое агентство «Магеллан», Киев

<sup>2</sup> Национальный центр управления и испытаний космических средств  
Государственного космического агентства Украины, Киев

<sup>3</sup> Государственное предприятие «ПО Южный машиностроительный завод им. А. М. Макарова», Днепропетровск

<sup>4</sup> Днепропетровский колледж ракетно-космического машиностроения  
Днепропетровского национального университета им. Олеса Гончара, Днепропетровск

## ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПОЛИУРЕТАНОВОГО ТОПЛИВА В ОДНОСТУПЕНЧАТОМ НОСИТЕЛЕ БЕСПИЛОТНОГО ОРБИТАЛЬНОГО АППАРАТА ДЛЯ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ И СУБОРБИТАЛЬНЫХ ПОЛЕТОВ

*Представлены результаты теоретических исследований возможности создания одноступенчатого твердотопливного носителя для вывода беспилотного космического орбитального аппарата на суборбитальную траекторию полета. Исследовано применение в топливе ракетного двигателя полиуретана и выбрана технология, позволяющая изготавливать топливный заряд сложной формы. Рассмотрены возможные габариты ракеты-носителя и некоторые ее конструктивные особенности. Оценена дальность полета космического аппарата по суборбитальной траектории (без включения бортового двигателя) по конечной скорости движения носителя на активном участке полета, с возможным достижением высоты полета до 170 км. Проработана комплексная комбинированная система управления носителем и космическим аппаратом для достижения необходимых координат посадки аппарата на парашюте: система управления может применяться для обеспечения посадки спускаемого аппарата на подвижные морские плавучие платформы.*

**Ключевые слова:** ракетно-космический комплекс, ракета-носитель, твердотопливный ракетный двигатель, возвращаемый орбитальный аппарат, беспилотный космический орбитальный аппарат, полиуретаны, смесевое твердое ракетное топливо, бортовая система управления.

### ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Техническое предложение по созданию ракетно-космического комплекса (РКК) с беспилотным возвращаемым аппаратом-орбитером базируется на создании собственной ракеты-носителя типа (РН) LV 1.2Р оригинальной конструкции с использованием жидких компонентов топлива [6]. Это почти 100 %-е водные растворы во-

дорода пероксида ( $H_2O_2$ ) и этанола ( $C_2H_5OH$ ) в виде абсолютированного спирта. Производство водорода пероксида в концентрации 98 % и более освоено только в отдельных странах (где и возможна полноценная эксплуатация ракетно-космического комплекса), а само вещество в некоторых случаях может разлагаться со взрывом (из-за высокой температуры окружающей среды, органических загрязнений, способности к разложению в соседстве с некоторыми материалами конструкций и химическими веществами). Это обстоятельство потенциально снижает

надежность носителя при его эксплуатации в условиях низкой культуры производства в технически неразвитых странах.

В некоторых случаях применение жидкостной РН может оказаться неудобным для эксплуатации по различным причинам, поэтому следует рассмотреть возможность создания твердотопливного варианта ракеты-носителя.

### ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

Беспилотный возвращаемый космический аппарат-орбитер (Unmanned SpaceCraft — USC) проработан в комплексе с учетом создания РН, ЖРД и всего РКК [2—4, 6, 10]. Его весовые характеристики:

— полная масса со сбрасываемыми топливными баками 900 кг;

— масса заправленного топливом и другими компонентами и оснащенного оборудованием орбитера 527 кг.

В расчете можно принять полную массу 1000 кг.

Для выхода на околоземную орбиту максимальной высотой 1400 км орбитер с необходимой скоростью должен отделиться от РН [3]:

— высота круговой переходной орбиты 200 км;  
— скорость полета при отделении орбитера от РН — около 7000 м/с.

Известны параметры жидкого и твердого топлив для ракет-носителей. В табл. 1 приведены характеристики РН с жидкими компонентами топлива для жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), оцененные согласно работе [1] (расчет проведен при  $p_k = 8$  МПа,  $p_k/p_a = 80$ ,  $T_p = 20$  °С). Характеристики для РН с твердым топливом для ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ) представлены в табл. 2 (расчет проведен при  $p_k = 4$  МПа,  $p_k/p_a = 40$ ,  $T_p = 20$  °С).

В табл. 3 представлены результаты расчетов параметров ракет в зависимости от их конечной скорости полета на активном участке [5].

Достаточно высокими являются показатели для пары топлива «водорода пероксид и этанол» в части жидких экологически безопасных и некриогенных топлив с учетом разработанных технических предложений [2—4].

Среди твердотопливных двигателей (РДТТ) явным преимуществом обладает смесевое топ-

Таблица 1. Данные по характеристикам применения жидких компонентов топлив в ЖРД [5]

№	Окислитель	Горючее	$K_m$	$K_{ок}$ , кг/м <sup>3</sup>	$\rho_{г}$ , кг/м <sup>3</sup>	$\rho_{т}$ , кг/м <sup>3</sup>	$T_{ст}$ , К	$R_{ст}$ , Дж/кг·град	$k_{ст}$	$J_{уд.ст}^p$ , м/с
1	(O <sub>2</sub> ) <sub>ж</sub>	Керосин Т-1	2.726	1135	1033	1033	3702	344	1.135	2975
2		НДМГ	1.710	1135	975	975	3610	385	1.153	3075
3		(H <sub>2</sub> ) <sub>ж</sub> · $a_{ок} = 0.6$	4.762	1135	315	315	3227	729	1.211	3855
4		(H <sub>2</sub> ) <sub>ж</sub> · $a_{ок} = 1$	7.937	1135	424	424	3616	516	1.125	3591
5	АТ	НДМГ	2.765	1443	1181	1181	3423	345	1.159	2829
6		Аэрозин-50	2.015	1443	1193	1193	3353	366	1.176	2858
7		Монометил-гидразин	2.252	1443	1202	1202	3384	359	1.170	2853
8	АК-27	НДМГ	3.011	1596	1270	1270	3170	349	1.178	2709
9		ТГ-02	4.403	1596	1368	1368	3172	316	1.153	2615
10		Керосин-1	5.068	1596	1385	1385	3184	316	1.150	2619
11	ОКА-50	НДМГ	2.748	1382	1149	1149	3451	351	1.171	2847
12	ТНМ-2		3.101	1590	1273	1273	3434	345	1.174	2810
13	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>		4.389	1440	1247	1247	2967	393	1.169	2797

Примечание: НДМГ — несимметричный диметилгидразин H<sub>2</sub>N + N(CH<sub>3</sub>)<sub>2</sub>, АТ — азотный тетраоксид N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>, Аэрозин-50 — 50 % НДМГ + 50 % гидразина, АК-27 — 73 % азотной кислоты + 27 % АТ, ОКА-50 — 73 % АТ + 27 % NO, ТНМ-2 — 70 % тетранитрометана + 30 % АТ, ТГ-02 — 50 % триэтиламина + 50 % m-ксилидина.

ливо на основе полиуретанов, хотя сами твердые топлива мене эффективны, чем жидкие. Можно рассмотреть гибридный вариант двигателя, когда в камеру сгорания впрыскивается дополнительно, например, оксид азота  $N_2O$  — таким образом повышается энергетика двигателя и скорость истечения газов из сопла. В этом направлении проводятся дополнительные исследования, например испытан гибридный двигатель корпорации «Sierra Nevada» для многоразового космического корабля «Dream Chaser» [<http://maxpark.com/community/5255/content/2035892>].

Известно [5], что при обеспечении одних и тех же параметров вывода полезного груза одноступенчатую жидкостную РН может заменить традиционная двухступенчатая с РДТТ. Поэтому простое повторение условия применения жидкостного носителя в твердотопливной ракете может оказаться совсем непростым. Необходимо

оптимизировать задачу получения одноступенчатого носителя. Поэтому поле исследований можно сузить, если допустить изменение высоты полета орбитера в пределах проекта X37B Boeing: высота орбит 200...700 км, а не 1400 км по техническому предложению на РКК с USC [3].

Следовательно, можно ориентироваться на меньшую конечную скорость полета РН на активном участке. Для анализа может рассматриваться вариант выхода РН на высоту 140...225 км при конечной скорости полета 5200...6900 м/с.

Выбран вариант достижения высоты 140 км с конечной скоростью полета около 5200 м/с, после чего орбитер отделяется от носителя и выходит на орбиту самостоятельно с использованием жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). Рассматривается возможность полета орбитера и по суборбитальной траектории.

Таблица 2. Характеристики твердых ракетных топлив [5]

Топливо	$\rho_r$ , кг/м <sup>3</sup>	$T_{ст}$ , К	$R_{ст}$ , Дж/кг·К	$k_{ст}$	$J^p_{ул.ст.}$ , М/с	$u_r(p_k)$ , мм/с
Нитроцеллюлоза — 51.5 % нитроглицерин — 43 % добавки — 5.5 %	1622	3060	313	1.21	2400	$4.36p_k^{0.69}$
Перхлорат аммония — 80 % полибутadiен — 20 %	1720	2790	326	1.22	2300	$4.37p_k^{0.4}$
Перхлорат аммония — 72 % полиэфир — 18 % Al — 10 %	1770	3290	300	1.17	2440	$10.12p_k^{0.12}$
Перхлорат аммония — 68 % полиуретан — 17 % Al — 15 %	1800	3300	290	1.16	2460	$5.75p_k^{0.4}$

Таблица 3. Зависимость высоты и скорости полета РН [5] от  $L$

$L$ , тыс. км	$h_k$ , км	$l_k$ , км	$\vartheta_k^*$ , град	$\vartheta_k$ , град	$V_{k\min}$ , м/с	$L'_v$ , км/(м/с)	$h_{\max}$ , км	$T_{п}$ , мин
1	70	60	41	41	2810	0.67	260	8
2	90	110	39	39	3920	1.06	480	11
4	140	195	35	35	5200	1.88	870	16
6	170	285	31.5	31.5	6000	2.90	1200	21
8	200	380	28	27	6500	4.00	1400	27
10	225	480	25	23	6900	5.22	1600	33
12	250	590	23	19	7150	6.62	1800	39
14	270	740	20	15	7400	8.20	1900	45

## ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОЛИУРЕТАНОВ И ВЫБОР ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА

Известно [5], что в современных твердотопливных двигателях большой мощности чаще всего применяют смесь перхлората аммония с алюминием и каучуками. Иногда вместо каучуков используют полиуретаны, что позволяет повысить срок годности шашки топлива и увеличить ее прочность, но в ущерб технологичности производства. Однако производство изделий из полиуретана является в настоящее время массовым — это вполне доступная освоенная в химической промышленности технология.

Алюминий является основным источником тепловой энергии благодаря высокой теплотворности реакции окисления, хотя ввиду высокой температуры кипения оксид алюминия  $Al_2O_3$  в реактивной струе двигателя является твердым веществом и не совершает термодинамической работы при расширении в сопле (и приводит к эрозии поверхности сопла при длительном времени работы двигателя). Примесь твердых продуктов сгорания топлива увеличивает внутреннее трение в реактивной струе газов, что снижает коэффициент полезного действия работы двигателя. Но стоимость алюминиевого порошка вполне доступная.

Источником газообразных продуктов является полимерное связующее. Удельный импульс тяги смесового топлива составляет на уровне моря около 250...280 с. Для топлива с полиуретаном удельный импульс двигателя около 2460 м/с (удельный импульс тяги около 251 с).

В ряде военных изделий с высокими характеристиками вместо перхлората аммония применяется динитрамид аммония, дающий больший удельный импульс. Добавляются взрывчатые вещества гексаген и октаген с целью увеличения тяги. Такое топливо гораздо дороже, требует аккуратного обращения на стадии производства шашки топлива и повышает восприимчивость шашки к детонации. Поэтому можно ограничиться доступными составляющими топлива с более низкой стоимостью в составе:

- полиуретан 17 %;
- алюминий 15 % (в Российской Федерации — алюминий дисперсный по ОСТ В 84-1841-80);

— перхлорат аммония 68 % (в Российской Федерации изготавливается по ОСТ В 6-02-62-86).

Попытки замены перхлората аммония на экологически безопасные продукты до настоящего времени не очень эффективны, дороги и опасны. Такой вариант смесового топлива разрабатывался и применялся для второй и третьей ступеней боевой ракеты комплекса «Scalpel», что было возможно только в масштабах кооперации предприятий СССР.

В состав твердого топлива обычно входят незначительные количества различных добавок (пластификаторы — до 4.5...6.4 %, стабилизаторы химической стойкости, катализаторы или модификаторы горения — до 0.05...3 %, например продукт ОСФ по ОСТ 6-02-17-78 в Российской Федерации и пр.), которые на этапе проектной оценки можно не учитывать.

Производство смесового топлива с его заливкой в корпус двигателя практически не ограничено ни по размерам, ни по весу — до сотен тонн. Ограничение — достаточная прочность конструкции заряда.

Проведена оценка одноступенчатого варианта носителя с РДТТ на основе полиуретана как конструкционного материала (возможность изготовления крупногабаритного топливного заряда). Замена каучуков на полиуретаны значительно улучшает качество топливного заряда, его прочность и расширяет диапазон использования по температуре и повышенному сроку эксплуатации.

Полиуретаны относятся к синтетическим эластомерам [<http://www.wikipedia.org>] и нашли широкое применение в промышленности благодаря большому диапазону прочностных характеристик. Являются аналогами резин на основе синтетических каучуков. Диапазон рабочих температур от  $-60^\circ\text{C}$  до  $+80^\circ\text{C}$ , что определяет и диапазон температуры при эксплуатации ракетного топлива на основе полиуретанов.

Полиуретаны получают взаимодействием сложных соединений, содержащих изоцианатные группы с би- и полифункциональными гидроксилсодержащими производными.

В качестве изоцианатов используются толулендиизоцианаты (2.4- и 2.6-изомеры или их

смесь в соотношении 65:35), 4,4'-дифенилметандиизоцианат, 1,5-нафтилен-, гекса-метилендиизоцианаты, полиизоцианаты, трифенилметантриизоцианат, биуретиизоцианат, изоциануратиизоцианаты, димер 2,4-толуилендиизоцианата, блокированные изоцианаты.

Строение исходного изоцианата определяет скорость уретанообразования, прочностные показатели, световую и радиационную стойкость, а также жесткость полиуретанов.

Гидроксилсодержащими компонентами являются:

1) олигогликоли — продукты гомо- и сополимеризации Тетрагидрофурана, пропилен- и этиленоксидов, дивинила, изопрена;

2) сложные полиэфиры с концевыми группами ОН — линейные продукты поликонденсации адипиновой, фталевой и других дикарбоновых кислот с этилен-, пропилен-, бутилен- или другими низкомолекулярными гликолями;

3) разветвленные продукты поликонденсации перечисленных кислот и гликолей с добавкой триолов (глицерина, триметилол-пропана), продукты полимеризации ε-капролактона.

Гидроксилсодержащий компонент определяет в основном комплекс физико-механических свойств полиуретанов.

В качестве катализаторов для процесса уретанообразования используют третичные амины, хелатные соединения железа, меди, бериллия, ванадия, нафтенаты свинца и олова, октаоат и лауринат олова. При процессе циклотримеризации катализаторами являются неорганические основания и комплексы третичных аминов с эпоксидами.

Полиуретаны имеют общую формулу  $ROCONH_2$ , где R обозначает  $C_2H_5$ ,  $CH_3$  или другой радикал:

Формула свидетельствует, что в составе полиуретанов большое количество водорода, а также некоторое количество кислорода, азота и углерода, которые при сгорании полиуретана переходят в газообразное состояние, что необходимо для ракетного топлива.

Полиуретаны относятся к конструкционным материалам, механические свойства полиуретанов дают возможность использовать их в деталях машин и механизмов, подвергающихся силовым нагрузкам — это важно и в производстве ракетных топлив, стойких к нагрузкам и перегрузкам.

Физико-механические показатели различных типов полиуретанов представлены в табл. 4.

С учетом того обстоятельства, что в смесевом топливе полиуретаны заменяют каучуки (в конечном итоге — резину), можно ориентироваться на такие параметры:

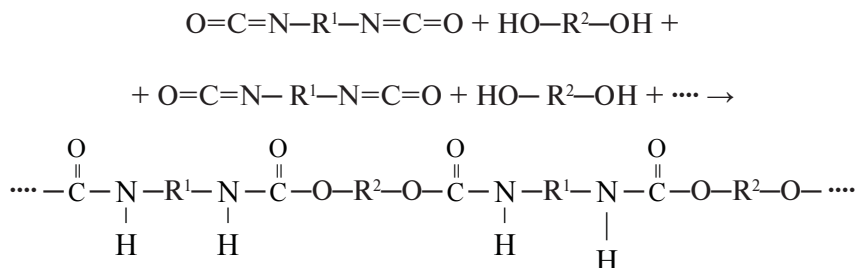
— от высокоэластичных мягких резин с твердостью по Шору от 15 по шкале А до жестких пластиков с твердостью 65 по Шору по шкале D; выбирается — не менее 65;

— температурный диапазон эксплуатации до +80 °С, что в данном случае является определяющим и позволяет выбрать шесть вариантов из табл. 4. Все полиуретаны используются до нижнего диапазона температуры 60 °С.

Эти же параметры требуются, например, при изготовлении обуви и в производстве спортивных шин для автомобилей.

Полиуретаны долговечнее стальных деталей, что само по себе говорит о возможных сроках эксплуатации топлива на основе полиуретанов (гарантии на стали даются до 90—99 лет).

Может быть принят способ получения полиуретана в виде эластомера по изобретению белорусских специалистов (патент Российской Федерации RU 2199551 [7]).



Способ относится к технологии переработки литьевых полиуретанов, в частности к способу изготовления изделий из полиуретанов для различных отраслей промышленности, включающий взаимодействие олигомера на основе простых или сложных полиэфиров с концевыми изоцианатными группами с отвердителями аминного типа, отверждение полученного жидкого полиуретана до пластической смолы с последующим ее прессованием в изделия.

В качестве отвердителей используют систему, состоящую из заблокированного отвердителя с 5...55 % и неблокированного отвердителя с 49...95 % от общего количества аминогрупп. Стехиометрическое отношение общего количества аминогрупп отвердителей к изоцианатным группам олигомера составляет 0.75...1.05.

Отверждение жидкого полиуретана проводят при комнатной температуре за 30...150 мин, в течение которых показатель твердости образовавшейся пластической смолы достигает 20...70 условных единиц по Шору А.

Предложенный способ позволяет расширить ассортимент и повысить надежность изделий

из эластомеров путем обеспечения более высокого качества получаемых деталей. Кроме того, возможна организация массового производства изделий из полиуретанов с временными разрывами между технологическими стадиями при сохранении технологических свойств пластической смолы полиуретановой композиции при хранении 8 ч и более (табл. 6).

Известны другие методы переработки исходного форполимера путем жидкого формования [US 3310533 А, DE 1570548 А]. Однако при изготовлении такими методами деталей сложной формы на стадии заполнения форм жидкой композицией на рабочих поверхностях деталей образуются дефекты. Устранение этих дефектов связано с высокой трудоемкостью и низкой эффективностью, связанной с накоплением большого количества отходов.

Наиболее близким по технической сущности и достигаемому результату к заявляемому является способ переработки литьевых полиуретанов для получения изделий различного назначения методом прессования [8], включающий синтез полиуретанового каучука на основе простых по-

Таблица 4. Физико-механические свойства полиуретанов

Параметр	НИЦ ПУ-5	СКУ-ПФЛ-100	ТСКУ-ФЭ-4	СКУ-ПФЛ-74	Ур-70 В	ПТГФ-1000	СУРЭЛ-20Ф	СКУ-ПФЛ-100М	Диафор-ТДИ	ЛУР-СТ	ТТ 129/194
Твердость по Шору, усл. ед.	88...93	95...98	40...90	88...92	70...80	95...98	93...97	95...100	86...88	75...85	80...100
Предел прочности при растяжении, кгс/см <sup>2</sup>	320...450	350...400	250...350	400...450	230...390	350...420	390...500	450...500	380...460	400...470	380...520
Относительное удлинение при разрыве, %	450...580	310...350	400...550	400...470	670...800	310...370	330...390	350...370	500...600	600...7000	320...850
Сопrotивление раздиру, кгс/см	75...100	90...110	20...30	70...80	30...45	90...110	90...110	85...95	55...65	20...30	90...110
Условное напряжение при 100 % удлинении, кгс/см <sup>2</sup>	75...95	130...160	25...30	60...80	20...35	130...160	140...160	—	45...55	50...80	140...160
Относительное остаточное удлинение после разрыва, %	≤10	≤10	≤10	≤8	≤15	≤10	≤8	≤10	≤10	≤10	≤10
Температурный диапазон, °С	50	70	80	70	80	80	80	80	80	50	50



лиэфиров при использовании удлинителей цепи аминного типа и получение формовых резино-технических изделий сложной формы и малой единичной массы методом прессования полимерной пластической смолы.

Однако полученный в процессе синтеза полиуретановый каучук необходимо использовать для переработки в изделия прессованием в течение 6...7 ч после стадии получения при условии, что температура синтеза составляет 40...70 °С, а температура хранения не превышает 30 °С. Увеличение времени хранения делает невозможным получение изделий хорошего качества, поскольку происходит резкое увеличение твердости пластической смолы с потерей ценных физико-механических свойств.

Предложен способ изготовления из полиуретанов резиноподобных изделий, а именно деталей сложной конфигурации и малой массы, путем получения пластичной полиуретановой смолы повышенной жизнеспособности и дальнейшего ее прессования с обеспечением хо-

рошей воспроизводимости размеров изделий. Применение данного способа позволяет расширить ассортимент и повысить надежность изделий за счет обеспечения более высокого качества получаемых деталей и достижения высокой стабильности технологического процесса.

Эти требования вполне подходят и для изготовления изделий из полиуретанов большой массы и сложной формы — топливных зарядов РДТТ.

Учитывая, что масса полезного груза носителя в рассматриваемом случае составляет около 1 т (масса USC), то для эффективно работающего носителя масса РН должна быть на уровне 50 т, т. е. масса топливного заряда может приближаться к 50 т (соотношение из источника [5]).

Способ получения полиуретанового топлива (с последующим добавлением наполнителей) включает в себя следующие основные стадии:

- а) получение жидкой полиуретановой композиции в реакторе периодического действия;
- б) отверждение жидкой массы до гелеобразного состояния с получением пластической смолы;

Таблица 5. Режимы синтеза полиуретанов

Режим	Примеры					
	Сравнительный по прототипу	1	2	3	4	5
Олигомер:						
на основе простых полиэфиров (СКУ-ПФЛ-100), мас.ч	100	100	100	—	—	100
на основе сложных полиэфиров (СКУ-7Л), мас.ч	—	—	—	100	100	—
Отвердитель:						
Кейтур 21, мас. ч / Доля аминогрупп, рассчитанная по стехиометрическому соотношению NH <sub>2</sub> /NCO	—	16/55 %	1.5/5 %	6.6/45 %	4.6/25 %	11.3/35 %
Диамет X, мас. ч / Доля аминогрупп, рассчитанная по стехиометрическому соотношению NH <sub>2</sub> /NCO	19.5/100 %	8.8/45 %	18.5/95 %	5.5/55 %	9.4/75 %	14/65 %
Стехиометрическое соотношение NH <sub>2</sub> /NCO	0.95	0.95	0.95	0.75	0.95	1.05
Температура (°С) / время (мин) смешения олигомера с Кейптуром 21	—	62/2	40/2	60/2	49/2	53/2
Температура (°С) / время (мин) смешения олигомера с Диаметом X	85/2	70/1	40/1	62/1	50/1	55/1
Время образования пластической смолы, мин	30	120	60	150	120	90
Время сохранения свойств пластической смолы при комнатной температуре, ч	2	28	6	32	24	24

в) прессование пластической смолы в изделия сложной конфигурации.

В таблицах представлены примеры осуществления способа, включая рецептуры полиуретановых композиций и режимы синтеза (табл. 5) и прессования (табл. 6).

Приготовление композиции осуществляют в реакторе периодического действия. Используют олигомеры на основе простых или сложных полиэфиров с концевыми изоцианатными группами. Отверждающие агенты вводят последовательно по следующей схеме:

— 50 %-ю дисперсию аминного отвердителя 4.4'-диаминодифенилметана с хлоридом натрия в пластификаторе, например в диоктилфталате, добавляют в олигомер и перемешивают при температурах, указанных в табл. 5, в течение 2 мин;

— затем вводят расплав аминного отвердителя 3.3'-дихлор-4.4'-диаминодифенилметан и перемешивают в течение одной минуты при температурах, указанных в табл. 5;

— полученную жидкую полиуретановую массу выгружают и оставляют для выдержки при комнатной температуре.

По достижении необходимой твердости пластическую смолу используют непосредственно для дальнейшего прессования в изделия, режимы представлены в табл. 6, либо оставляют для

хранения на определенное время при условиях, обеспечивающих сохранение ее физико-механических показателей. Физико-механические свойства полиуретана представлены в табл. 2.

Предложенный способ должен включать добавление остальных ингредиентов топлива в полученную пластическую массу, находящуюся в жидком состоянии. Ограничений по смешиванию полиуретановой массы с перхлоратом аммония, мелкодисперсным порошком алюминия и другими добавками в топливо нет. Итак, возможно изготовление топливного заряда для РН на основе полиуретанов.

### ВЫБРАННЫЙ ОБЛИК РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ И РЕЗУЛЬТАТЫ ОЦЕНОЧНОГО БАЛЛИСТИЧЕСКОГО РАСЧЕТА

Основными параметрами для проведения оценочного баллистического расчета РН с РДТТ для орбитера являются (с учетом данных [5]):

— полная стартовая масса одноступенчатой РН с топливным зарядом массой 50 т составляет 54 т (50 т топливо, 3 т конструкция, 1 т полезная нагрузка с конструктивными элементами РН для ее расположения на носителе),

— высота полета для оценки ее достижения 140 км,

— необходимая скорость полета в момент отделения полезной нагрузки  $V_k = 5200$  м/с,

Таблица 6. Режимы прессования полиуретанов

Режимы прессования и показатели	Примеры					
	Сравнительный по прототипу	1	2	3	4	5
Твердость пластической смолы, усл. ед. по Шору А	40...50	20...30	60...70	30...40	50...60	40...50
Температура прессования, °С	120	170	100	140	120	120
Давление прессования, МПа	10	5	10	5	10	15
Время прессования, мин	30	5	60	40	20	30
Условная прочность при разрыве, МПа	35	30	38	28	37	36
Относительное удлинение при разрыве, %	410	350	450	340	620	480
Твердость полиуретана, усл. ед. по Шору А	92	88	94	78	86	90



- удельный импульс двигателя на уровне моря  $J_{уд1}^0 = 2460$  м/с,
- удельный импульс двигателя в пустоте  $J_{уд1}^\infty = 2750$  м/с,
- коэффициент пустотного приращения  $K_{р1} = 0.118$ , определяется по формуле

$$K_{р1} = \frac{J_{уд1}^\infty - J_{уд1}^0}{J_{уд1}^0},$$

- время работы двигателя 16 мин (см. табл. 3),
- массовый расход топлива  $\dot{m}_1 = 53$  кг/с (из массы топлива и времени горения на активном участке полета),
- газовая постоянная  $R_{ст} = 290$  Дж/(кг·К),
- показатель адиабаты  $k_{ст} = 1.16$ ,
- температура горения  $T_{ст} = 3300$  К,
- плотность топлива  $\rho_T = 1800$  кг/м<sup>3</sup>,
- диаметр РН  $d_0 = 2.16$  м; это в принципе подтверждается примерной эмпирической зависимостью [5], где масса берется в тоннах:

$$d_{01} = 0.54\sqrt[3]{m_{01}},$$

- площадь миделя  $3.66$  м<sup>2</sup>,
- вероятная величина начальной поперечной нагрузки на мидель РН  $14736.5$  кг/м<sup>2</sup>, определяется из зависимости

$$P_m = \frac{4m_{01}}{\pi d_{01}^2},$$

- длина РН определяется, исходя из массы топлива и его плотности, внутреннего пустотного объема (условный диаметр пустоты  $0.8$  м, площадь  $0.5$  м<sup>2</sup>) в двигателе с учетом диаметра и составляет при объеме топлива  $27.8$  м<sup>3</sup> объем внутренний двигателя  $32.39$  м<sup>3</sup> —  $L_{дв} = 8.85$  м,  $L_0 = 14$  м,
- тяга двигателя определяется по зависимости

$$P_{01} = \dot{m}_1 J_{уд1}^0,$$

откуда  $P_{01} = 130380$  кг =  $130.38$  т =  $1278.59$  кН (превышение тяги над весом в момент старта РН около  $2.56$ ),

- скорость горения топлива  $u_T = 5.75p_k^{0.4}$  мм/с (определяется свойствами топлива и площадью горения, требует исследований для обеспечения),

- давление в камере сгорания двигателя  $p_{к1} = 9$  МПа,
- давление на срезе сопла двигателя  $p_{а1} = 0.06$  МПа,
- весовое совершенство конструкции  $\mu_{т1} = 0.926$ .

(Примечание:  $1$  МПа =  $10.197$  кгс/см<sup>2</sup>,  $1$  кН =  $0.10197$  т).

Двигатель РН может иметь центральное частично утопленное качающееся сопло на резино-металлическом шарнире. С помощью качающегося сопла обеспечивается управление по тангажу и рысканию: качание в четырех плоскостях на угол  $\pm 6^\circ$  рулевыми приводами (гидравлическими, пневматическими или электромеханическими — опыт разработки всех этих типов приводов для ракетной техники имеется). Для управления по крену используются дополнительные ракетные двигатели.

Маршевый (основной) двигатель РН работает до полного выгорания топлива. Принимаем, что топливный заряд имеет центральный канал и четыре дополнительных щели, обращенные к заднему днищу. Заряд скреплен с корпусом клеящим составом, задний торец заряда покрыт бронировкой.

В качестве материалов для изготовления двигателя выбираем [5]: конструкционный стеклопластик для корпуса с пределом прочности  $\sigma_b = 1100$  МПа и плотностью  $\rho_m = 2050$  кг/м<sup>3</sup>; титановый сплав для сопла плотностью  $\rho_c = 4700$  кг/м<sup>3</sup>; для защиты от тепловых воздействий теплозащитное покрытие (ТЗП) на основе совмещенного связующего с  $\rho_{тзп} = 1600$  кг/м<sup>3</sup>; для бронировки заряда — покрытие на основе фенолоформальдегидной смолы высокой плотности  $\rho_{бр} = 1300$  кг/м<sup>3</sup>.

Задачей оценочного расчета является подтверждение требуемой величины скорости  $V_k$ .

*Программа движения РН на активном участке.* Типовая траектория полета ракеты-носителя представлена на схеме рис. 1. Старт РН вертикальный (при  $t_0 \vartheta_{пр} = 90^\circ$ ).

Для РН программа полета оптимизируется по условиям максимума выведения полезной нагрузки. В частности, если пренебречь величинами углов атаки (они, как правило, не превышают

9°) и отсчитывать угол  $\vartheta$  от местного горизонта (рис. 1), то можно получить хорошо согласующуюся с реальными приближенную программу вида

$$\vartheta = \begin{cases} \pi/2, & 0 \leq \mu_T^* \leq 0.05, \\ 4(\pi/2 - \vartheta_k)(0.55 - \mu_T^*), & 0.05 \leq \mu_T^* \leq 0.55, \\ \vartheta_k, & \mu_T^* > 0.55, \end{cases}$$

где  $\mu_T^*$  — относительная масса израсходованного топлива, которая связана со временем полета соотношением  $\mu_T^* = \dot{m}t/m_{01}$ .

Траектория состоит из активного участка и пассивного, по которому орбитер снижается при суборбитальном полете. Пассивный участок состоит из траектории свободного полета и атмосферного участка, который принято считать до высоты 80 км над поверхностью Земли. Если не учитывать действия аэродинамических факторов на атмосферной части пассивного участка, то это приведет к ошибке в определении полной дальности полета, равной примерно 1%. Поэтому при проектно-баллистических расчетах весь пассивный участок траектории рассчитывают как участок свободного полета.

Частная задача расчета: определение наименьшей конечной скорости  $V_{kmin}$  по заданным дальности полета на пассивном участке  $L_n$  и высоте  $h_k$ .

Формальная схема решения этой задачи имеет следующий вид [5]:

$$\beta_c = \frac{L_n}{R_0} = \frac{L_n - l_k}{R_0},$$

$$\bar{h}_k = \frac{h_k}{R_0},$$

$$\operatorname{tg} 2\vartheta_k = \frac{\sin \beta_c}{(1 - \bar{h}_k) - \cos \beta_c},$$

$$V_{kmin} = 11.2 \sqrt{\frac{1}{(1 + \bar{h}_k)}} \operatorname{tg} \frac{\beta_c}{2} \operatorname{tg} \vartheta_k.$$

При расчете следует учитывать, что параметры  $h_k$ ,  $l_k$  и  $\vartheta_k$  влияют на дальность полета значительно меньше, чем скорость  $V_k$  (ориентировочные данные представлены в табл. 3).

Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления от числа Маха при проектных

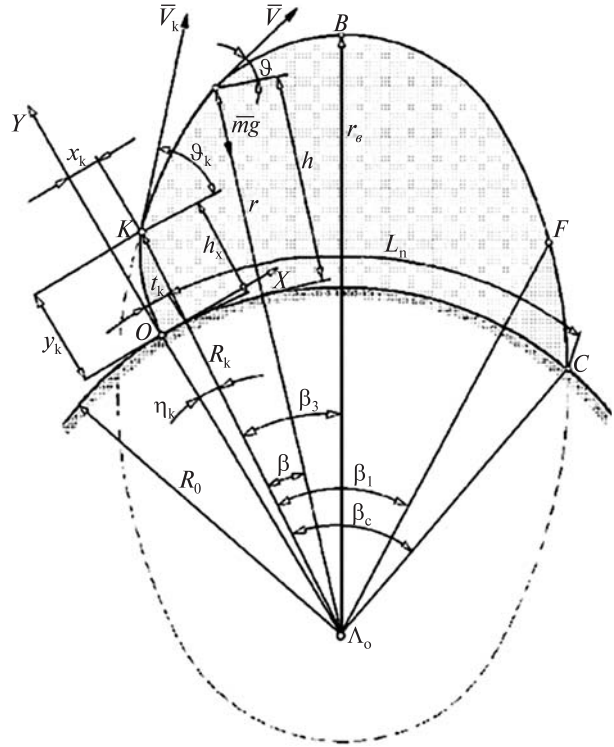


Рис. 1. Траектория полета ракеты-носителя

оценках принималась в виде соотношений [5]:

$$C_x = \begin{cases} 0.29, & 0 < M < 0.800, \\ M - 0.51, & 0.800 \leq M < 1.068, \\ 0.091 + 0.5M^{-1}, & M \geq 0.05. \end{cases}$$

Расчет сводится к определению конечной скорости полета РН на активном участке. В общем виде конечная скорость одноступенчатой РН равна

$$V_k = J_{уд}^\infty \ln \frac{1}{1 - \mu_{T1}} - (J_{уд}^\infty - J_{уд}^0) \int_0^{\mu_T} \frac{\rho^h}{\rho^0} \cdot \frac{1}{1 - \mu_{T1}} d\mu_{T1} - \frac{J_{уд}^0}{g_0 P_m n_0} \int_0^{\mu_T} \frac{q C_x}{1 - \mu_{T1}} d\mu_{T1} - \frac{J_{уд}^0}{n_0} \int_0^{\mu_T} \sin \vartheta d\mu_{T1}.$$

Расчетная формула для определения конечной скорости полета в упрощенном виде с учетом статистических данных имеет вид [5]:

$$V_k = J_{удср} \ln \frac{1}{1 - \mu_{T1}} - \Delta V_{ном}.$$

В нашем случае  $\mu_{T1} = \mu_{Tпр}$ .

Суммарные потери скорости  $\Delta V_{\text{пот}}$  под действием сил тяжести, аэродинамического сопротивления и противодействия составляют определенную часть идеальной скорости. Можно приближенно принять [5]

$$K_v V_k = J_{\text{уд ср}} \ln \frac{1}{1 - \mu_{\text{т1}}}.$$

На практике [5] принимается эмпирическое значение  $K_v = 1.15$ . Средний удельный импульс двигателя  $J_{\text{уд ср1}} = 2605$  м/с. Следовательно, в нашем случае потери конечной скорости могут составлять примерно 678 м/с, что учитывается при получении идеальной расчетной величины.

**Результаты расчета конечной скорости движения РН с орбитером.** Расчет проводится по так называемой обратной задаче баллистического проектирования. В результате расчета получаем  $V_k = 5897$  м/с.

Выбранная конструктивная схема одноступенчатой РН с РДТТ на основе полиуретанов пригодна для вывода орбитера на высоту 140...170 км, с обеспечением дальности полета орбитера по суборбитальной траектории (в пассивном полете) на расстояние 4000...6000 км.

#### ОСОБЕННОСТИ СОЗДАНИЯ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РН И ОРБИТЕРА В СУБОРБИТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ

Система управления РН и орбитером располагается на борту орбитера с размещением исполнительных элементов системы управления и части информационно-измерительной системы на борту РН. Система управления комплексом «РН + орбитер» одна и та же для орбитального и суборбитального полетов орбитера, но более проста функционально для суборбитального полета. Поэтому создание системы управления ориентируется на задачи суборбитального полета, а орбитальный полет внесет требования по дополнительным программным задачам конкретной миссии. Можно принять, что полет проводится в одной плоскости. Маршевый двигатель орбитера не включается.

Система управления (СУ) предназначена для обеспечения предстартовой подготовки РН к пуску, обеспечению пуска, выводу орбитера на

заданную высоту с заданной скоростью, а затем для управления полетом орбитера и его приземлением.

Система управления комплексная двухфункциональная:

а) бортовая система управления с контролем положения РН по датчикам GPS (включает бесплатформенную инерциальную навигационную систему БИНС) для активного участка полета РН;

б) включенная в СУ система наведения орбитера на конечном участке суборбитального полета в координатах посадки с использованием парашюта.

В приборном отсеке РН размещаются приборы информационно-измерительной системы, которая обеспечивает сбор, преобразование и передачу телеметрической информации по радиоканалу в приемные пункты, и бортовая автоматизированная система безопасности полета РН.

Бортовая аппаратура СУ должна решать задачи [1]:

- обеспечения электроиспытаний до доставки на старт и на стартовой позиции совместно с наземной проверочно-пусковой аппаратурой (НППА);

- прием от НППА данных на пуск (ПЗ);

- информационно-аппаратного взаимодействия с проверочно-пусковой аппаратурой (ППА) при проведении пусковых операций (предстартовая подготовка РН, контроль исправности аппаратуры СУ, готовность к пуску);

- обеспечения определения начальной выставки бесплатформенной инерциальной навигационной системы СУ (по азимуту и относительно плоскости горизонта);

- автоматического прекращения пуска (АПП) при получении сообщения о нештатной подготовке к пуску или при наличии команды на отмену пуска;

- запуска маршевых и рулевых двигателей РН;

- получения навигационно-измерительной информации о параметрах движения РН;

- наведения, заключающегося в программном управлении движением РН и выработке разовых команд наведения из условия достижения конечной цели управления;

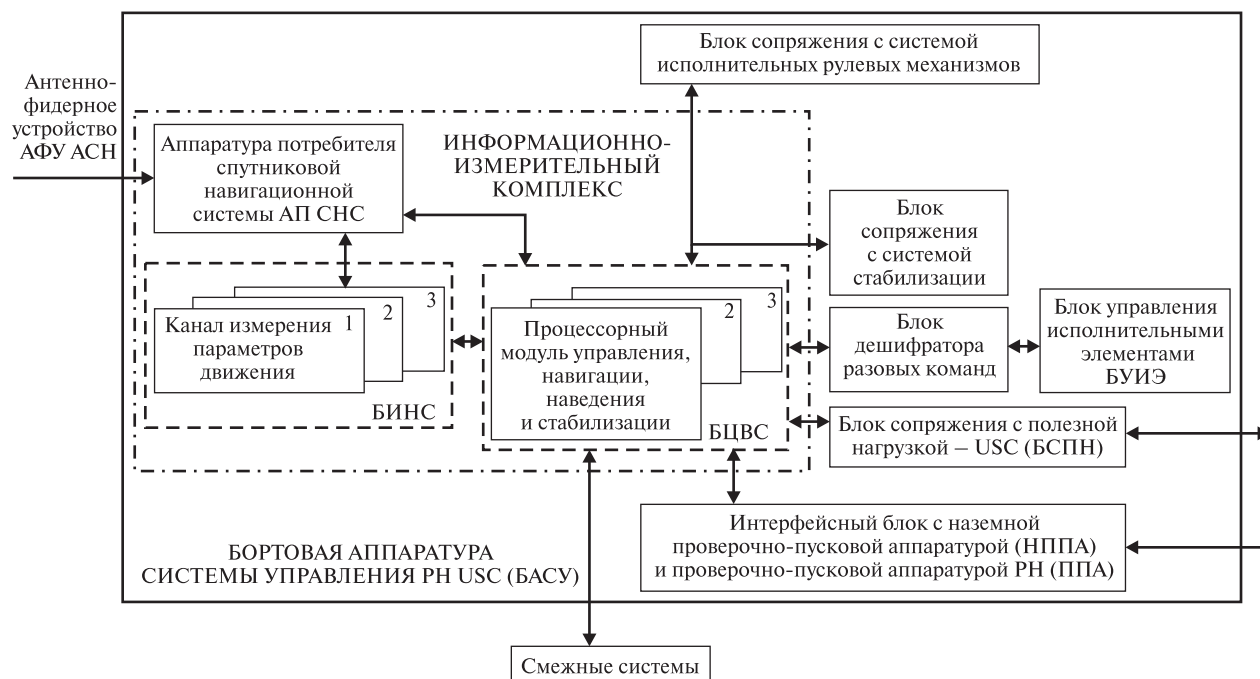


Рис. 2. Структурная схема бортовой аппаратуры СУ с выходом к смежной системе (системе наведения USC в координаты приземления)

Таблица 7. Величина кругового вероятного отклонения в зависимости от типа системы наведения крылатой ракеты

Тип системы наведения	Круговое вероятное отклонение, м
Комбинированная (TAINS + GPS 3-го поколения + DSMAC2A + TV канал для оперативного наблюдения и управления)	8...10
Комбинированная (TAINS + дифференцированная GPS + DSMAC2A + TV канал для оперативного наблюдения и управления)	3...5

— стабилизации движения, заключающейся в обработке программ управления, сформированных в ходе решения задач наведения, и в обеспечении устойчивости движения в условиях действия на РН внешних и внутренних возмущений;  
 — формирования и выдачи в информационно-измерительную систему (ИИС) телеметрической информации, характеризующей работу СУ;

Таблица 8. Точностные характеристики крылатых ракет, оснащенных различными подсистемами наведения и управления [9]

Тип системы наведения	Круговое вероятное отклонение, м
Инерциальная	1000 м на 1000 км полета
TAINS (комбинированная, инерциальная + TERCOM)	80...150
Комбинированная (TAINS + DSMAC)	30...50
Комбинированная (TAINS + GPS 1-го поколения + DSMAC)	10...30

— взаимодействия с системой безопасности носителя;  
 — обеспечения в полете информационной связи и выдачи команд в СУ в необходимом объеме для выполнения программы полета.

Состав СУ может в целом соответствовать предложенному для легкой РН [1], схема рис. 2, с микроконтроллером PIC32, инерциаль-



Рис. 3. Типовая схема общего вида состава и функций подсистем наведения и управления крылатых ракет

ным измерительным блоком ADIS16360. При этом системы первой и второй ступеней для одноступенчатой РН объединяются с СУ орбитера (рис. 1).

Однако на участке активного полета РН качание соплового блока РДТТ в двух плоскостях контролируется дублированными прецизионными трехосными MEMS-пьезогироскопами PinPoint CRM100+CRM200 компании Silicon Sensing Systems Ltd (Великобритания) с датчиками GPS (с необходимыми согласующими устройствами), а не датчиками обратной связи (индуктивными, резисторными и пр.)

Система управления должна обеспечить посадку орбитера и на морскую плавучую платформу, по примеру современных экспериментов компании «Space-X» с РН «Falcon-9», в том числе и движущуюся в океане.

Для этого на конечном участке полета орбитера можно использовать успешно применяемые боевые системы наведения на цель ракет «воздух — воздух», «воздух — земля», крылатых ракет (наиболее близкий аналог орбитера) и др.

Системы управления и наведения крылатых ракет обеспечивают точность [9], достаточную для приземляющегося орбитера (табл. 7). Эффективность применения дополнительно к инерциальной системе управления систем наведения представлена в табл. 8.

В результате многолетней модернизации достигнуто значительное повышение точностных характеристик крылатых ракет за счет внедрения системы коррекции траектории полета по контуру рельефа местности TERCOM (Terrain Contour Matching), оптической корреляционной системы конечного самонаведения DSMAC (Digital Scene



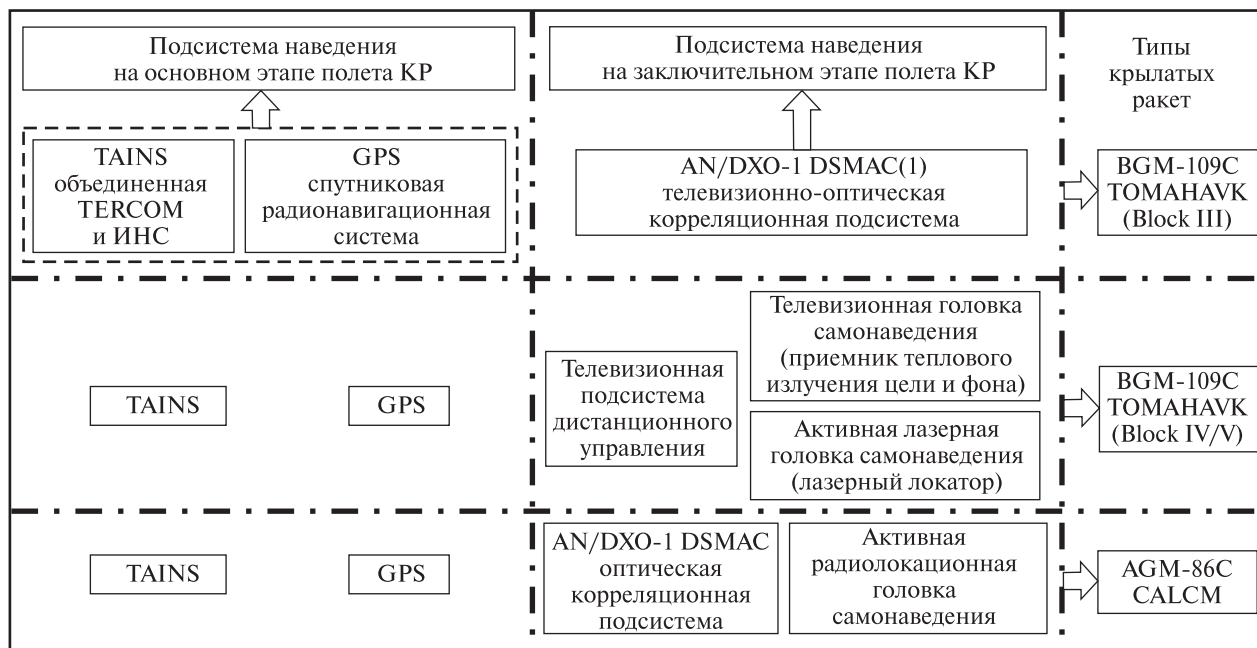


Рис. 4. Примеры применения подсистем наведения и управления крылатых ракет

Matching Area Correlator) и DSMAC2A, а также оснащения их аппаратурой коррекции местоположения системы спутниковой навигации GPS NAVSTAR (рис. 3). Это дает все основания для их применения в орбитере.

Ошибки, накапливаемые за время полета в инерциальной системе, приводят к тому, что ракета отклоняется от цели на значительные расстояния. Так, за один час полета ракеты типа «Томагавк» отклонение траектории полета может составлять около 800 м. Поэтому на практике траектория полета ракеты периодически корректируется. Коррекция траектории полета ракеты осуществляется бортовым компьютером на основе информации, поступающей от дополнительно установленных на ней оптико- и радиоэлектронных датчиков: радиолокационного высотомера, приемника GPS, радиолокатора, лазерного локатора, электронно-оптического устройства съемки местности. Вся эта аппаратура является дополнительной в СУ РН.

Примеры применения подсистем управления и наведения крылатых ракет представлены на рис. 4.

Использование инерциальных бортовых систем управления крылатыми ракетами, так же,

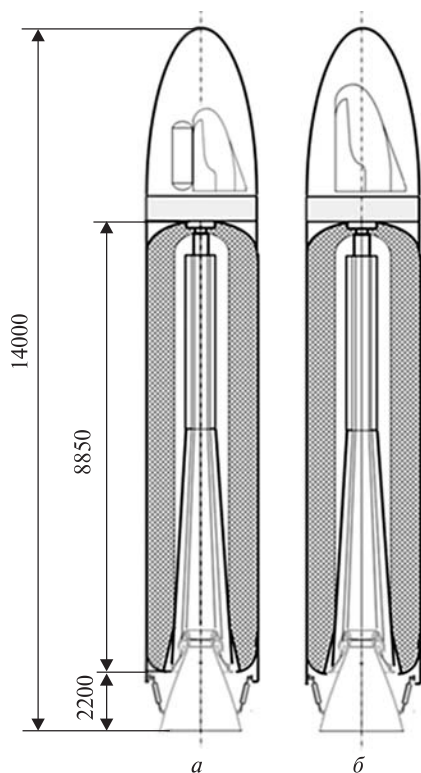
как и в РН, позволяет применить на завершающем этапе полета орбитера имеющиеся системы наведения и управления крылатыми ракетами. При этом будет гарантирована посадка орбитера на сушу на парашюте в квадрате со стороной 5 км (что заявлено в техническом предложении на ракетно-космический комплекс с орбитером [3, 4] и описано в общем виде [6]), а также дает предпосылки исследовать возможность посадки орбитера на плавающие в морях и океанах принимающие объекты.

## ВЫВОДЫ

Результаты проведенных исследований подтверждают возможность создать в качестве носителя для запуска орбитера массой до 1000 кг на низкие круговые околоземные орбиты около 200 км одноступенчатую РН с РДТТ на основе полиуретанов (рис. 5).

По примеру европейского исследования суборбитального полета аппарата IXV [10] возможен суборбитальный полет орбитера без включения маршевого двигателя на расстояние около 5000 км. При включении бортового маршевого двигателя в апогее орбитер выходит на круговую





**Рис. 5.** Возможные варианты компоновки РН с РДТТ для обеспечения: *а* — орбитального полета UCS с навесными топливными баками по Техническому предложению [1], *б* — для суборбитального полета с увеличенным по размерам USC и внутренними топливными баками большей вместимости. Габаритные размеры даны в мм

околоземную орбиту высотой не менее 200 км: в рассматриваемом варианте USC предназначен для дистанционного зондирования Земли.

Дополнительно рассмотрен вариант создания единой комбинированной системы управления РН с орбитером с обеспечением наведения на конечном участке суборбитального полета орбитера в требуемую точку координат для приземления на парашюте.

Рассмотренные варианты требуют продолжения проведения научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, как, например, для получения требуемой скорости горения выбранного топлива в РДТТ РН, его состава, так и в части бортовой системы управления РН + USC с обеспечением приземления на подвижные морские плавающие платформы.

1. Кукушкин В. И., Левенко А. С. Легкая ракета носитель. Техническое предложение / Под. ред. д-ра техн. наук, проф. В. И. Кукушкина. — Д.: ООО с ИИ «ТУ», 2013. — 320 с.
2. Левенко А. С. Универсальный ЖРД. Техническое предложение. Механика воздушно-космических систем: Монография. — Д.: Стилус, 2012. — 56 с.
3. Левенко А. С. Малоразмерный ракетный комплекс с возвращаемым орбитальным аппаратом. Техническое предложение. Механика воздушно-космических систем: Монография. — Д.: ООО с ИИ «ТУ», 2013. — 74 с.
4. Левенко А. С., Паук О. Л., Присяжный В. И. Ракетно-космический комплекс. Техническое предложение. Механика воздушно-космических систем: Монография. — Д.: Середняк Т. К., 2014. — 64 с.
5. Павлюк Ю. С. Баллистическое проектирование ракет: Учеб. пособие для вузов. — Челябинск: Изд-во ЧГУ, 1996. — 92 с.
6. Присяжный В. И., Левенко А. С., Паук О. Л. Аспекты создания возвращаемого орбитального аппарата в форме спутника дистанционного зондирования Земли и ракеты-носителя // Космічна наука і технологія. — 2014. — 20, № 4. — С. 3—13.
7. Пат. 2199551 RU, C08G18/32. Способ изготовления изделий из полиуретанов / В. В. Русецкий, В. И. Беляева, Н. Н. Михедов, И. Г. Русецкая, С. Г. Паракневич. — № 2001108562/04; Заявл. 30.03.2001; Опубл. 27.02.2003.
8. Русецкий В. В. и др. // Каучук и резина. — 1989. — № 3. — С. 15—17.
9. Сырокваш С. М., Мехед В. И. Системы управления и наведения крылатых ракет и перспективы противодействия им // Наука и военная безопасность. — 2008. — № 3. — С. 60—64.
10. Kukushkin V. I., Levenko A. S., Uruskyi O. S., Saba-dosh L. Y. Aerospace Plane. The Time of Researches and Achievements / Translating from Russian into English V. V. Shepel. — Dnepropetrovsk: Dominanta Print, 2015. — 104 p.

Стаття надійшла до редакції 27.07.15

## REFERENCES

1. Kukushkin V. I., Levenko A. S. Easy rocket carrier. Technical Proposal (Legkaja raketa nositel'. Tehnicheskoe predlozhenie). Ed. V. I. Kukushkin, 320 p. (AI Ltd. with «ТУ», Dnepropetrovsk, 2013) [in Russian].
2. Levenko A. S. Universal LRE. Technical Proposition. Mechanics of aerospace systems. Monograph, 56 p. (Stylus, Dnepropetrovsk, 2012) [in Russian].
3. Levenko A. S. Small missile system with a return orbiter. Technical Proposition. Mechanics of aerospace systems. Monograph. 74 p. (AI Ltd. with «ТУ», Dnepropetrovsk, 2013) [in Russian].

4. Levenko A. S., Pauk O. L., Prisyazhnyj V. I. Rocket and Space Complex. Technical Proposal. Mechanics of aerospace systems: (Raketno-kosmicheskij kompleks. Tehnicheskoe predlozhenie. Mehanika vozdušno-kosmicheskij sistem:) Monografija, 64 p. (Serednjak T. K., Dnepropetrovsk, 2014) [in Russian].
5. Pavljuk Ju. C. Ballistic missile design (Ballisticheskoe proektirovanie raket:) Ucheb. posobie dlja vuzov, 92 p. (Izd-vo ChGTU, Chelyabinsk, 1996) [in Russian].
6. Prisyazhnyi V. I., Levenko A. S., Pauk O. L. Some aspects of creating return orbiter in the form of a remote sensing satellite and launch vehicle. Kosm. nauka tehnol., 20 (4), 3—13 (2014) [in Russian].
7. Ruseckij V. V., Beljaeva V. I., Mihedov N. N., Ruseckaja I. G., Parahnevich S. G. A method for manufacturing products made of polyurethanes (Sposob izgotovlenija izdelij iz poliuretanov). Pat. 2199551 RU, C08G18/32. N 2001108562/04, Zajavl. 30.03.2001, published 27.02.2003 [in Russian].
8. Ruseckij V. V. i dr. Kauchuk i rezina, N 3. — P. 15—17 (1989) [in Russian].
9. Syrovkash S. M., Meheda V. I. Control Systems and guided cruise missiles, and the prospects for countering them (Sistemy upravlenija i navedenija krylatyh raket i perspektivy protivodejstvija im.) Nauka i voennaja bezopasnost'. N 3, 60—64 (2008) [in Russian].
10. Kukushkin V. I., Levenko A. S., Uruskiy O. S., Sabadosh L. Y. Aerospace Plane. The Time of Researches and Achievements. Translating from Russian into English V. V. Shepel, 104 p. (Dominanta Print, Dnepropetrovsk, 2015).

О. С. Левенко<sup>1</sup>, В. І. Присяжний<sup>2</sup>,  
О. Л. Паук<sup>3</sup>, О. С. Дрозденко<sup>4</sup>

<sup>1</sup> Аерокосмічне агентство «Магеллан», Київ

<sup>2</sup> Національний центр управління та випробування космічних засобів Державне космічне агентство України, Київ

<sup>3</sup> Державне підприємство «Виробниче об'єднання «Південний машинобудівний завод ім. О. М. Макарова», Дніпропетровськ

<sup>4</sup> Дніпропетровський коледж ракетно-космічного машинобудування Дніпропетровського національного університету імені Олеся Гончара, Дніпропетровськ

#### ОЦІНКА МОЖЛИВОСТІ ВИКОРИСТАННЯ ПОЛІУРЕТАНОВОГО ПАЛИВА В ОДНОСТУПЕНЕВОМУ НОСІЇ БЕЗПІЛОТНОГО ОРБІТАЛЬНОГО АПАРАТА ДЛЯ ЗДІЙСНЕННЯ ОРБІТАЛЬНИХ І СУБОРБІТАЛЬНИХ ПОЛЬОТІВ

Представлені результати теоретичних досліджень можливості створення одноступінчатого твердопаливного носія для виведення безпілотного космічного орбітального апарату (Unmanned SpaceCraft — USC) на суборбітальну траєкторію польоту. Досліджено застосування поліурета-

ну у паливі ракетного двигуна і вибрана технологія, що дозволяє виготовляти паливний заряд складної форми. Розглянуті можливі габарити ракети-носія і деякі її конструктивні особливості. Оцінена дальність польоту космічного апарату по суборбітальній траєкторії (без включення бортового двигуна) по кінцевій швидкості руху носія на активній ділянці польоту, з можливим досягненням висоти польоту до 170 км. Пропрацьована комплексна комбінована система управління носієм і космічним апаратом для досягнення необхідних координат посадки апарата на парашуті: система управління може застосовуватися для забезпечення приземлення спускного апарата на рухливі морські плавучі платформи.

**Ключові слова:** ракетно-космічний комплекс, ракетно-носій, твердопаливний ракетний двигун, орбітальний апарат, що повертається, безпілотний космічний орбітальний апарат, поліуретани, сумішеве тверде ракетне паливо, бортова система управління.

A. S. Levenko<sup>1</sup>, V. I. Prisyazhnyi<sup>2</sup>,  
O. L. Pauk<sup>3</sup>, A. S. Drozdenko<sup>4</sup>

<sup>1</sup> Air-Space Agency Magellan, Kyiv

<sup>2</sup> National Center of Space Facilities Control And Test, Kyiv

<sup>3</sup> The State Enterprise “Production Association Yuzhny Machine-Building Plant named after A. M. Makarov”, Dnipropetrovsk

<sup>4</sup> Dnipropetrovsk Rocket Space Engineering College, Dnipropetrovsk National University after Oles Honchar, Dnipropetrovsk

#### EVALUATION OF THE USE OF POLYURETHANE IN A SOLID ROCKET FUEL FOR A SINGLE STAGE LAUNCH VEHICLE – CARRIER OF AN UNMANNED SPACECRAFT ORBITER FOR ORBITAL AND SUBORBITAL FLIGHTS

We present the results of theoretical study of an opportunity of creating a single-stage solid-fuel carrier for delivery of an Unmanned SpaceCraft (USC) orbiter on a suborbital trajectory. We investigate the use of polyurethane in the solid rocket fuel and the chosen production technology of a fuel charge of complex shape. We discuss possible dimensions of the launch vehicle and its design features. We calculate flight distance of the spacecraft on a suborbital trajectory (without the inclusion of the onboard engine) by the final carrier velocity in the boost path, with the possible achievement altitude up to 170 km. We analyze the complex combined control system of the launch vehicle and the spacecraft to achieve the required landing coordinates on a parachute system; control system may be applied for landing the spacecraft on mobile marine platforms.

**Keywords:** rocket space complex, launch vehicle, solid propellant rocket engine; return orbital apparatus, orbital unmanned spacecraft, polyurethanes, ammonium perchlorate composite propellant, onboard control system.