

УДК 629.782(73)

Авиационно-космическая система «Пегас».
Обзор по материалам открытой зарубежной
печати за 1988—1996 гг.
III. Модификации, летные испытания
и эксплуатация

В. П. Гусынин

Національне космічне агентство України, Київ

Надійшла до редакції 27.07.98

Розглядаються основні характеристики та конструктивні особливості модифікацій єдиної експлуатованої зараз авіаційно-космічної системи «Пегас». Приводяться дані про льотні випробування і пуски, аналізуються причини аварійних пусків, розглядаються перспективи експлуатації.

В конце 1980-х гг. в связи с необходимостью дешевой оперативной доставки на околоземные орбиты малоразмерных разведывательных, связных, коммерческих и других спутников и использованием для этих целей традиционных одноразовых ракет-носителей возникла объективная потребность в новом малогабаритном экономичном средстве доставки, обеспечивающим запуск полезных нагрузок (ПН) из различных районов земного шара.

Одним из таких средств является созданная в США ракета-носитель (РН) «Пегас» с запуском в воздухе с самолета-носителя (СН). Благодаря своевременной и успешной реализации проекта «Пегас» компания-разработчик «Орбитал сайенс корпорейшн» (OSC) заняла одно из лидирующих положений на рынке средств выведения легкого класса.

МОДИФИКАЦИИ СИСТЕМЫ

С целью улучшения технико-эксплуатационных характеристик ракеты «Пегас» компания OSC ведет постоянную работу по ее модернизации. Уже при

втором полете (17.07.91 г.) РН была оснащена дополнительной (четвертой) жидкостной ступенью HAPS, увеличившей грузоподъемность ракеты примерно на 10 %. Этот новый разгонный блок предназначался для повышения точности разведения семи выводимых в космос микроспутников «Микросат». Если точность выведения грузов базовой РН «Пегас» на круговую полярную орбиту высотой 740 км составляет по высоте ± 37 км, по наклону $\pm 0.2^\circ$, то при использовании блока HAPS данные показатели повышаются до ± 5.6 км и $\pm 0.05^\circ$ соответственно.

Путем различных модификаций ракеты «Пегас» фирма OSC намеревается значительно расширить номенклатуру средств выведения. При этом работы ведутся по двум направлениям: расширение функциональных и эксплуатационных возможностей ракеты и создание на ее базе новых систем.

В настоящее время авиационно-космическая система (АКС) «Пегас» эксплуатируется в четырех модификациях: базовая РН «Пегас» (3-ступенчатая); РН «Пегас» с разгонной ступенью HAPS (4-ступенчатая); РН «Пегас-XL» (3-ступенчатая);

РН «Пегас-XL» с разгонной ступенью HAPS (4-ступенчатая). Первые два варианта реализуются с использованием СН В-52, в остальных используется СН «Тристар» L-1011-115.

Работы над РН «Пегас-XL» были начаты в 1991 г. с целью увеличения энергетических возможностей для запуска новых полезных нагрузок. Были удлинены первая и вторая ступени, что позволило увеличить количество топлива в них на 24 % и 30 % соответственно. Также была улучшена автоматика и пересмотрены некоторые структурные решения. Наиболее заметным внешним изменением стало перемещение хвостового оперения в нижнее положение для обеспечения доступа к дверям нового самолета-носителя. В результате всех нововведений стартовая масса ракеты увеличилась на 5 т, а грузоподъемность — на 18 %. В качестве самолета-носителя был выбран самолет «Тристар» L-1011-115. Отличительной особенностью эксплуатации этого лайнера является то, что транспортируемая им ракета закрепляется под фюзеляжем, а не под крылом, как у самолета-носителя В-52. Данное технологическое решение позволяет с меньшими проблемами по обеспечению балансировки использовать самолет «Тристар» для запусков ракет «Пегас-XL», по своим массово-габаритным характеристикам отличающихся от базовой ракеты «Пегас». Существенным преимуществом самолета «Тристар» по сравнению с самолетом В-52 является то, что для него пригодны любые аэродромы, в то время как для самолета В-52 требуется специальная взлетно-посадочная полоса.

В процессе модернизации на самолете «Тристар» были установлены силовая конструкция подвески и сброса ракеты, оборудование бортового комплекса предстартовой подготовки ракеты, размещены служебные и вспомогательные системы обеспечения запуска. В отсеке на нижней палубе была установлена автономная гидравлическая система подвесного механизма, оборудование для кондиционирования и подачи газообразного азота в отсек полезного груза РН. Азот хранится при давлении 352 кг/см^2 в десяти связанных между собой баллонах — две группы по пять баллонов в каждой. Из емкостей первой группы азот с расходом 0.7 кг/мин и при избыточном давлении 0.14 кг/см^2 подается под головной обтекатель ракеты для нейтрализации атмосферы вблизи космического аппарата. Азот других баллонов используется для охлаждения электронного оборудования РН. Для этой цели расходуется 2 кг азота в минуту при давлении 2.5 кг/см^2 . Гидромеханическая система крепления и сброса ракеты была размещена в кессоне центроплана крыла между первым и третьим силовыми

лонжеронами. Эта система представляет собой формульную конструкцию, стойки которой изготовлены из алюминиевых заготовок. Связанные с дополнительно усиленными лонжеронами, они передают нагрузки на конструкцию самолета. Снизу к стойкам прикреплен стальная платформа с подвесным механизмом. Для доступа к его элементам в обшивке фюзеляжа, которая была усилена, сделан овальный люк размером $280 \times 420 \text{ мм}$.

Ракета «Пегас-XL» подвешивается под фюзеляжем в пяти узлах крепления — на четырех крюках подвесного механизма и дополнительном крюке, расположенном ближе к носу самолета. Четыре основных крюка работают попарно, причем при отказе одного из них второй способен выдержать полную нагрузку. Общая максимальная нагрузка, которую могут воспринять крюки подвесного механизма, составляет 71.2 т. При отделении ракеты подвесной механизм приводится в действие одним из двух установленных на нем гидроприводов, способных развить усилие до 2.77 т. Для штатного сброса РН требуется усилие, не превышающее 1.77 т. Передний узел крепления, также оснащенный гидроприводом мощностью 1.5 т, служит для предотвращения изгиба корпуса РН и для обеспечения контроля за ее положением при полете к месту запуска. Передний крюк срабатывает с задержкой в 0.5 с после освобождения замков основных крюков, расположенных на верхней поверхности крыла ракеты. Это позволяет при отделении придать РН определенный угол атаки к набегающему потоку, а также обеспечить гарантированный выход киля хвостового оперения из специально образованной в фюзеляже ниши, расположенной в задней части самолета между нишами шасси.

Пульт управления запуском РН «Пегас-XL» с рабочими местами для двух операторов расположен непосредственно за кабиной экипажа. В целях безопасности предстартовые операции, выполняемые с этого пульта, контролируются экипажем самолета. У кресел первого и второго пилотов установлены панели с необходимыми переключателями, в том числе и тумблерами сброса ракеты. Для обеспечения визуального контроля за ракетой во время полета на днище самолета установлены две телевизионные камеры. Кабина экипажа и отсек с пультом управления, отделенные от остальной части пассажирского салона специальной шторкой, оборудованы системой аварийной подачи кислорода. Общая масса оборудования, установленного на самолете для осуществления запусков ракет «Пегас-XL», составляет примерно 5 т.

К перспективным проектам РН семейства «Пегас» относятся РН «Пегас-Турбо» и «Пегас-XLS».

РН «Пегас-Турбо» представляет из себя ракету «Пегас-XL», оснащенную двумя турбореактивными двигателями (ТРД). Установленные под крылом ТРД с постоянно действующей форсажной камерой должны обеспечить старт ракеты после ее отделения от самолета-носителя. Выключение ТРД и их сброс будет производиться примерно на высоте 27.5 км при скорости, соответствующей $M = 4$. Дальнейший полет РН обеспечит твердотопливный двигатель первой ступени. Ракета «Пегас-Турбо» при стартовой массе около 31 т позволит выводить на низкую околоземную орбиту высотой 256 км и наклоном 28° аппараты массой до 1 т. Для ракет «Пегас-XL» и «Пегас» этот показатель составляет 450 и 350 кг. Таким образом, по сравнению с предшествующими изделиями относительная масса полезного груза у ракеты «Пегас-Турбо» должна увеличиться с 2 % до 3.3 %. Кроме существенного (более двукратного) улучшения энергетических характеристик ожидается значительное снижение удельных затрат на выведение грузов в космос: по сравнению с РН «Пегас-XL» стоимость доставки на орбиту 1 кг груза должна сократиться на 40 %.

Финансовые возможности компании OSC не позволяют ей самостоятельно в установленные сроки реализовать проект «Пегас-Турбо». Поэтому фирма предпринимает попытки привлечь к совместным работам некоторые ведущие аэрокосмические корпорации, а также обеспечить частичное финансирование этого проекта из федерального бюджета.

В настоящее время фирма OSC совместно с NASA ведет работы по технико-экономическому обоснованию целесообразности создания двухступенчатой частично многоразовой транспортной системы «Пегас-XLS», получившей наименование «Супер-Пегас». Предполагается, что первая многоразовая крылатая ступень данной системы, рассчитанная на выведение космических аппаратов массой 180—1800 кг, совершит посадку на полосу МТКК «Спейс Шаттл» в центре Кеннеди. Специалисты NASA считают, что данная система является наиболее оптимальным средством выведения малых КА, создаваемых по программе Discovery.

Некоторые сравнительные характеристики модификаций РН «Пегас» представлены в табл. 1.

Таблица 1. Характеристики модификаций РН «Пегас»

Модификации РН	Стартовая масса, т	Длина, м	Диаметр, м	Размах крыла, м	Год начала эксплуатации
«Пегас»	18.5	15.5	1.27	6.7	1990
«Пегас-XL»	23.6	17.1	1.27	6.7	1994
«Пегас-Турбо»	31	17.1	1.27	6.7	2000
«Пегас-XLS»	38.6	17.1	1.27	7.9	2001

ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ

В программе «Пегас» в первых полетах использовался самолет В-52, с которого запускался экспериментальный ракетный самолет Х-15. Для подвески ракеты «Пегас» применялся тот же самый узел крепления под внутренней частью правой консоли крыла самолета. При этом для ракеты был изготовлен специальный переходник, так как РН «Пегас» имеет другое расположение узла подвески по сравнению с самолетом Х-15.

РН «Пегас» не испытывалась в аэродинамических трубах перед первым полетом. Аэродинамическая схема ракеты, аэротермодинамические условия полета оценивались методами численного моделирования гидродинамических процессов. Летные испытания ракеты подтвердили корректность расчетов.

Было проведено три летных испытания РН «Пегас» без отделения от самолета-носителя: 9 ноября (продолжительностью 90 мин) и 15 декабря (продолжительностью 2 ч) 1989 г., а также 30 января 1990 г. (продолжительностью 2 ч). При летных испытаниях проводилась проверка системы подвески РН под крылом самолета В-52, прочность корпуса РН и надежность средств связи между бортом самолета и наземным центром управления полетом.

Первое летное испытание было проведено через небольшой промежуток времени после наземных пробежек и рулежки самолета с ракетой на борту на базе ВВС США Эдвардс. В ходе этого испытания РН была снаряжена вместо штатного заряда твердотопливного ракетного двигателя (РДТТ) инертным наполнителем и полномасштабными макетами ПН, имитирующими спутники, которые РН «Пегас» впоследствии вывела на орбиту при первом запуске. Во время испытания было выявлено несколько проблем, в том числе нарушение теплозащиты РН, электромагнитные помехи, создаваемые оборудованием самолета-носителя.

В процессе второго и третьего испытательных полетов имитировались условия запуска РН с борта самолета В-52. Дважды производился предстартовый отсчет и отрабатывались действия персонала центра управления полетом, расположенного в центре Драйдена (NASA) на авиабазе Эдварс. Данные полеты показали возможность запуска РН «Пегас» во время окна запуска продолжительностью 18 мин. При испытаниях использовался макет РН длиной 15 м и массой 18.6 т.

В рамках летных испытаний РН «Пегас-XL» было выполнено свыше 20 полетов самолета «Тристар» L-1011-115 с макетом ракеты. Перед началом летных испытаний самолета «Тристар», в соответ-

ствии с требованиями Федерального управления гражданской авиации FAA, фирма «Маршалл» провела сертификацию лайнера в двух вариантах: с подвешенной ракетой и без нее, когда ниша килля была открыта, а из фюзеляжа свешивались отделенные от РН коммуникации. В обычной летной конфигурации самолет должен соответствовать Федеральным авиационным правилам FAR (часть 91). Поскольку клиренс самолета с закрепленной РН крайне незначителен, то при подвеске ракеты лайнер приподнимается с помощью аэродромного трейлера АИТ. Тем не менее было обеспечено не касание земли стабилизатором ракеты при сдутых шинах одной из опор шасси.

Летные испытания самолета «Тристар» начались 12 июля 1993 г. В шестом испытательном полете к лайнеру был подвешен макет ракеты «Пегас-XL». Значительного ухудшения технико-эксплуатационных характеристик системы «самолет—ракета», по сравнению с одним самолетом, не произошло. На высоте около 11 км при скорости, соответствующей $M = 0.8$, лобовое сопротивление возросло с 9000 до 10500 кг. Для компенсации аэродинамических потерь двигатели лайнера работали в форсированном (повышенном на 10 %) режиме. Особое внимание при этом уделялось вопросам снижения достаточно сильных вибраций, источник которых находился между корпусом РН и фюзеляжем самолета. Первоначально планировалось провести отдельные испытания на флаттер и обледенение самолета. Однако первые полеты показали, что серьезной проблемы эти явления не представляют.

ХРОНИКА ПУСКОВ

Успешное завершение серии испытательных полетов самолета с ракетой позволило осуществить первый запуск РН «Пегас» 5 апреля 1990 г. Предстартовую подготовку и запуск ракеты обеспечил персонал NASA; использовавшийся при запуске самолет также был предоставлен этой организацией. Установка полезного груза на ракету была проведена за пять дней до старта, выкатывание и подвеска ракеты на самолет — за один день.

К месту запуска ракеты самолет В-52 вышел в сопровождении нескольких самолетов, в задачи которых входило осуществление метеорологического контроля, телевизионной, фото- и киносъемки. Для этих целей использовались самолеты С-135, F-18, Т-38 и F-16 соответственно. После старта самолет метеоконтроля С-135 выполнил видеозапись полета ракеты. На удалении примерно 2000 км от места запуска находился второй самолет С-135, который

осуществлял прием телеметрической информации в течение всего полета ракеты. Для обеспечения безопасности полигона во время запуска, а также для возможного участия в поисковых работах в районе старта находился самолет Национальной гвардии С-130, а на базе ВМС Моффетт был подготовлен вертолет НН-3.

Продолжительность полета самолета В-52 к месту запуска ракеты составила около часа. В непосредственной близости от точки пуска был выполнен поворот вправо на 90° , а затем влево на 250° . В процессе этих поворотов осуществлялась выставка инерциальной системы наведения ракеты «Пегас». После выполнения этих маневров самолет-носитель вышел на курс к точке пуска. Экипаж постоянно корректировал снос самолета и прекратил эту процедуру только за 1 мин до отделения ракеты, когда самолет В-52 находился на расчетном азимуте пуска. Строгое совпадение точки пуска с плоскостью орбиты, на которую выводилась ПН, было необходимо для минимизации возможных энергетических потерь ракеты-носителя. Такие потери неизбежны при необходимости ввода ракеты в расчетную плоскость орбиты после отделения от носителя. Выдача основных навигационных данных экипажу самолета В-52 обеспечивалась средствами радиолокационного наведения западного ракетного испытательного полигона, расположенного на базе ВВС Ванденберг. Служба безопасности полигона установила на ракете приемники командной системы ликвидации, которые были взведены после отрыва штепсельного разъема при отделении РН от носителя.

Отделение ракеты произошло над Тихим океаном. В момент старта ракеты самолет находился на высоте 12000 м и имел скорость, соответствующую $M = 0.8$.

Заправка самолета В-52 топливом была произведена таким образом, чтобы обеспечить поперечную балансировку при взлете с ракетой массой 19 т, находящейся под правой консолью крыла. В связи с этим в топливные баки левой консоли крыла носителя было закачено балластное топливо. Продольная балансировка в полете обеспечивалась за счет наполнения топливом баков в хвостовой части фюзеляжа. Расход топлива производился с таким расчетом, что к моменту пуска РН «Пегас» масса правой консоли крыла самолета В-52 была больше массы левой консоли крыла примерно на 1/2 массы ракеты, и балансировка носителя осуществлялась в левую сторону. После пуска левая консоль крыла самолета стала тяжелее правой консоли примерно на 10 т, и самолет В-52 начал выполнять левый разворот с креном для максимального бокового удаления от ракеты.

Таблица 2. Запуски космических аппаратов РН семейства «Пегас»

Дата запуска	Название КА	Масса КА, кг	Ракета-носитель	Элементы орбиты			
				перигей, км	апогей, км	наклонение, град	период обращения, мин
05.04.90	PEGSAT	192 68	«Пегас»	495	680	94	96
	GLOMR-2			493	671	94	96
17.07.91	Microsat	7*21	«Пегас»	373	500	82	93
09.02.93	CDS	14.5	«Пегас»	729	776	25.1	99.8
	SCD-1	115		750	750	25	99.5
25.04.93	ALEXIS	109	«Пегас»	753	852	69.9	100.7
19.05.94	STEP-2	180	«Пегас»	589	842	81.97	99.0
27.06.94	STEP-1	348	«Перас-XL»		Аварийный пуск		
03.08.94	APEX	261.5	«Пегас»	365	2549	69.98	114.9
03.04.95	OrbComm-1	40		738	777	70	99.8
	OrbComm-2	40	«Пегас»	739	776	70	99.8
	Microlab	70		736	778	70	99.8
22.06.95	STEP-3	267	«Перас-XL»		Аварийный пуск		
08.03.96	REX-2	110	«Перас-XL»	806	843	89.96	101.3
17.05.96	MSTI-3	211.6	«Перас-XL»	295	377	97.07	91.1
02.07.96	TOMS-EP	300	«Перас-XL»	494	511	97.44	94.67
21.08.96	FAST	192	«Перас-XL»	351	4165	82.98	133.12
04.11.96	SAC-B, 181	«Перас-XL»	550	550	38		
	HETE	125					

Спутники не отделились от РН

После отделения от самолета до включения двигателей первой ступени ракета «Пегас» в течение 5 с совершала свободный полет. Через 5 с свободного полета, когда РН «Пегас» находилась на 106 м ниже самолета В-52, был запущен РДТТ первой ступени. После запуска РДТТ ракета продолжала снижаться до 366 м ниже высоты, зарегистрированной до ее отделения. Только через 13 с после сброса (8 с после запуска РДТТ первой ступени), когда скорость РН «Пегас» соответствовала $M = 1.2$ и треугольное крыло обеспечило достаточную подъемную силу, снижение высоты прекратилось, ракета начала подъем и достигла высоты отделения от носителя через 19 с после сброса. В этот момент ее скорость соответствовала числу $M = 1.6$. В течение работы РДТТ первой ступени на протяжении 76 с РН по крутой траектории набрала высоту 70363 м и достигла скорости, соответствующей $M = 8.2$.

Во время работы двигателей первой ступени был пройден максимальный скоростной напор 4638 кг/м^2 . Двигатели второй ступени были включены на 87-й с полета, через 6 с после отсечки двигателей первой ступени. РДТТ второй ступени в течение 72 с обеспечил подъем ракеты до высоты 198360 м при угле тангажа 32° . На 121-й с был отделен головной обтекатель. Затем почти в течение 6 мин до высоты 536 км ракета совершала полет с неработающей двигательной установкой при угле тангажа 2.5° . Небольшой РДТТ третьей ступени, проработав 64 с, увеличил характеристическую скорость с 4.55 км/с до 7.6 км/с и обеспечил довыведение ПН на рабочую орбиту высотой

около 590 км и наклонением 94° .

Разработчики ракеты намеревались осуществить спасение отработанной первой ступени для проведения детального анализа воздействия аэротермодинамических нагрузок на конструкцию аппарата. В этих целях были задействованы поисковый самолет ВМС Р-3 «Орион» и коммерческое спасательное судно. Однако при приводнении первая ступень разрушилась и затонула до прибытия транспортного корабля; с борта самолета были сделаны фотоснимки отдельных фрагментов конструкции. Данное мероприятие рассматривалось как вспомогательное, так как благодаря многочисленным датчикам, установленным на ракете, все необходимые данные регистрировались и передавались на Землю. Поскольку первая ступень РН не выдержала удара при приводнении и не сохранилась для последующего анализа, в дальнейших полетах ракеты спасение первой ступени не предусматривалось.

Запуски космических аппаратов ракетами-носителями семейства «Пегас» по состоянию на ноябрь 1996 г. приведены в табл. 2.

АВАРИЙНЫЕ ПУСКИ И ИХ ПРИЧИНЫ

Из 14 осуществленных к концу 1996 г. запусков РН «Пегас» и ее модификации РН «Перас-XL» три закончились неудачно.

Первый аварийный пуск удлиненного варианта носителя — РН «Перас-XL» — произошел 27 июня 1994 г.

Принадлежащий ВВС США экспериментальный ИСЗ STEP-1, установленный на борту РН «Пегас-XL», предназначался для исследований ионосферы с высокоэллиптической орбиты. Разработанный фирмой TRW спутник STEP-1 массой 348 кг предполагалось сначала вывести на опорную орбиту высотой 165/914 км. Затем с помощью бортовой двигательной установки, работающей на гидразине, апогей орбиты планировалось увеличить до 1510 км. Стоимость космического аппарата, оборудованного шестью научно-исследовательскими приборами, составляла 15 млн дол.

Ракета была отделена от самолета-носителя «Тристар» L-1011-115, когда последний летел со скоростью, соответствующей числу $M = 0,82$, на высоте 11900 м над побережьем Калифорнии. Отделение произошло нормально, через 5 с после этого включилась первая ступень ракеты. Примерно через 32 с после включения первой ступени перестали приниматься телеметрические сигналы от РН, но сигнал на экране радиолокатора показывал, что ракета продолжала набирать скорость. Это указывало на то, что первая ступень обеспечивала тягу. Представители полигона не сомневались в возможности продолжения полета ракеты, так как видеозображение, передаваемое с самолета сопровождения, показывало, что носитель оставался на траверсе полигона. Немедленного вмешательства для решения проблем безопасности не требовалось, хотя проверка наземного телеметрического оборудования показала, что оно исправно и причину исчезновения телеметрического сигнала следует искать не на земле.

Первые проблемы с ракетой были зарегистрированы на 35 с после включения двигателя первой ступени, когда ракета проходила пик аэродинамических нагрузок, достигших значения 6000 кгс/м^2 . Ракета слегка нырнула вниз, и за ней потянулся след в виде полосы дыма или пара, напоминающий по цвету выхлоп из основного двигателя. Этот маневр был парирован, что вызвало некоторые колебания носителя и небольшие отклонения от расчетной траектории. Однако на 75-й с полета данные радиолокатора показали, что РН начала терять скорость и отклоняться от намеченной траектории полета. Решение подать команду на самоликвидацию было принято на 168-й с полета. В результате РН, пролетевшая 400 км от точки пуска самолетом-носителем и достигшая высоты 7320 м, была подорвана.

Максимальная скорость, достигнутая РН «Пегас-XL» в этом полете, составила 2660 м/с. Расчетные графики показали, что отключение двигателя первой ступени должно было произойти на

скорости 2647 м/с. По сообщению представителей OSC двигатель первой ступени развил расчетные характеристики, однако сигнал на включение двигателя второй ступени получен не был. Команда на разрушение ракеты была выполнена в тот момент, когда двигатель второй ступени уже должен был отработать положенное время.

Запуску 27 июня 1994 г. предшествовали две задержки. Первая была результатом проблем с потенциометром руля на правом горизонтальном стабилизаторе, обеспечивающем передачу информации о положении этой управляющей поверхности. Вторая задержка случилась в результате проблем со стопорным механизмом этого же руля.

После расследования причин аварии было установлено, что подобного рода неисправности присущи исключительно удлиненному варианту — РН «Пегас-XL». Согласно опубликованным в сентябре 1994 г. данным комиссии, занимавшейся изучением причин неудачного запуска, основной причиной ухода ракеты с расчетной траектории была нештатная команда БЦВМ, которая была предопределена конструкторскими просчетами. Отличительной особенностью ракеты «Пегас-XL» является то, что при ее проектировании корпорация OSC ограничилась лишь компьютерным моделированием условий полета и режимов нагружения РН.

В качестве рекомендаций комиссия предложила перед возобновлением эксплуатации ракеты провести полный цикл испытаний моделей в аэродинамических трубах и в соответствии с полученными результатами доработать программные средства бортового вычислительного комплекса.

В сентябре 1994 г. были проведены дополнительные (предварительные продувки стандартного «малого» варианта РН были проведены в конце 1993 г.) продувки в аэродинамической трубе фирмы «Воут» с использованием уменьшенной модели РН «Пегас», выполненной в масштабе 0.06 натуральной величины как часть работ по увеличению прочности автопилота ракеты, а также были проведены продувки с использованием модели РН «Пегас» в масштабе 0.03, модифицированной в вариант XL, для получения недостающей информации об аэродинамических характеристиках модели РН «Пегас-XL».

Общие затраты на расследование причин аварии, проведение испытаний моделей в аэродинамической трубе и доработку программных средств системы управления ракеты составили свыше 5 млн долл.

Второй аварийный запуск. Произведенный 22 июня 1995 г. корпорацией OSC второй запуск трехступенчатой твердотопливной ракеты-носителя

«Пегас-XL» также окончился неудачей.

В качестве полезной нагрузки на борту ракеты находился военный экспериментальный спутник STEP-3 массой 267 кг. Общая стоимость проекта STEP-3, который готовился ВВС США в рамках комплексной программы STEP, составила примерно 40 млн долл., из которых 10 млн долл. были израсходованы на создание целевого оборудования, 16 млн долл. — на разработку типовой спутниковой платформы, а 12 млн долл. — на осуществление запуска аппарата.

Ракета «Пегас-XL» была отделена от самолета-носителя «Тристар» над акваторией Тихого океана примерно в 100 км от калифорнийского побережья. Примерно на 90-й с полета была подана команда на отделение штатно отработавшей первой ступени, затем на запуск двигателя второй ступени. Судя по телевизионным изображениям, полученным с борта ракеты, эти операции были выполнены в штатном режиме. Однако по каким-то причинам не произошел сброс переходника между первой и второй ступенями. Оставшись частично закрепленным на второй ступени, болтающийся переходник заклинил сопло маршевого двигателя, в результате чего неуправляемая ракета стала разворачиваться в плоскости тангажа. На 148-й с полета после выполнения двух с половиной «петель» ракета была подорвана. В этот момент ракета находилась на высоте 144 км и удалении 272 км от места старта.

Образованная корпорацией OSC комиссия по расследованию причин аварии, в состав которой вошли также представители ВВС США и NASA, пришла к выводу, что неотделение переходника произошло вследствие неправильного монтажа какой-то одной из трех установленных на второй ступени направляющих, по которым переходник скатывается после срабатывания пиростройств.

После этой аварии с РН «Пегас-XL» OSC провела исчерпывающее внутреннее расследование и заказала независимую проверку проекта, способов изготовления и сборки носителя, а также процедуры пуска. Все 88 рекомендованных изменений были реализованы.

Третий аварийный пуск. 4 ноября 1996 г. корпорация OSC произвела запуск ракеты-носителя «Пегас-XL» с научными спутниками HETE и SAC-B. Первоначально запланированный на 30 октября старт был отложен после обнаружения некондиционного стопорного штифта в руле направления.

Ракета «Пегас-XL» была отделена от самолета «Тристар» на высоте 11,9 км над Атлантическим океаном в 160 км к востоку от полигона на о. Уоллопс. Все ступени ракеты отработали в штатном режиме, и сборка третьей ступени с полезным

грузом была выведена на расчетную орбиту высотой 550 км и наклоном 38°. Однако после подачи соответствующей команды не произошло отделение верхней ступени и спутников. По предварительным оценкам отказ стал следствием разрыва электрических цепей из-за воздействия динамических нагрузки при отделении второй и третьей ступеней на 460-й с полета.

Оба выведенных аппарата признаны утраченными, хотя со спутника SAC-B были получены сигналы о работоспособности всех бортовых систем и даже некоторая целевая информация. Этот аппарат был оснащен пятью приборами для наблюдения Солнца и регистрации гамма-лучей. Спутник HETE предназначался для изучения процессов переноса энергии в космическом пространстве. Стоимость изготовления спутников SAC-B и HETE оценена в 21,5 и 26 млн долл. соответственно. При стоимости закупки ракеты «Пегас-XL» в 14 млн долл. общие убытки от состоявшегося неудачного запуска превысили 60 млн долл.

Работы по выявлению и устранению причин аварии не потребовали длительного времени. Возобновление полетов ракет «Пегас-XL» было начато в апреле 1997 г.

ПЛАНЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Благодаря своевременной и успешной реализации проекта «Пегас» корпорация OSC заняла одно из лидирующих положений на рынке средств выведения легкого класса. К концу 1992 г., несмотря на то, что к тому времени состоялось всего два старта этой ракеты, фирма располагала 76 заказами на пуски РН «Пегас», из которых 22 были уже оплачены, а остальные имели статус предварительной заявки.

Руководители программы «Пегас» предполагают, что в дальнейшем будет производиться 10—12 запусков в год, а для того, чтобы эксплуатация ракеты-носителя «Пегас» была рентабельной, достаточно 5—6 запусков в год. По состоянию на конец 1996 г. корпорация OSC планировала в течение 1997 г. осуществить до 10 стартов РН «Пегас». Всего на то время OSC располагала заказами от правительственных и частных организаций на выполнение 17 запусков этих ракет. Планы фирмы OSC по ближайшим запускам представлены в табл. 3.

Американские специалисты считают, что ввод в эксплуатацию ракет-носителей, запускаемых с самолета, может иметь далеко идущее влияние на космическую программу США и послужить стиму-

Таблица 3. Перечень КА, планируемых к запуску РН «Пегас» в 1998—1999 гг.

Наименование КА	Масса КА, кг	Параметры орбиты		
		апогей, км	перигей, км	наклонение, град
Sea Star-1	274	700	700	90
Orbcomm-3	39.4	785	785	90
Orbcomm-4	39.4	785	785	90
Trace	300	800	800	80.8
Step-5	180	500	500	80
Step-5	180	500	500	80
Step-5	180	500	500	80
RocSat-1	250	400	400	40
Wire	275	500	500	97.2
Minisat-2	300	400	400	80
Acrimsat	9.9	400	400	40

лом для разработки нового класса малых и средних спутников. Такие спутники могут быть разработаны и развивающимися странами.

В связи с возрастающим количеством заказов на выведение КА компания OSC планирует расширить базу по подготовке к запуску РН «Пегас» с таким расчетом, чтобы одновременно можно было осуществлять предстартовые операции по крайней мере с четырьмя изделиями на базе Ванденберг и с двумя — в центре на о. Уоллонс. В настоящее время технические позиции обоих полигонов позволяют проводить операции только с одной ракетой.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

АКС «Пегас» — единственная авиационно-космическая система, созданная и эксплуатируемая к настоящему времени. Разработанную OSC в приватно финансируемом предприятии, АКС «Пегас» утвердили как предпочтительное средство для правительственных и коммерческих эксплуатантов запуска спутников, которые требуют экономичной и надежной доставки на орбиту малых космических полезных нагрузок.

За время эксплуатации РН семейства «Пегас» постоянно модифицируются с целью улучшения их энергетических характеристик. Во всех модификациях РН «Пегас» остается недорогостоящей ракетой своего класса. Улучшение энергетических характеристик не требовало больших затрат или решения

сложных технических проблем; наличие готовых блоков позволяет подготовить запуск РН за несколько недель.

Имеющийся пакет заказов на запуск спутников РН «Пегас» на несколько лет вперед дает основание надеяться, что авиационно-космические системы имеют перспективу.

1. Аварийный пуск ракеты «Пегас-XL» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1995.—№ 40.—С. 10—13.
2. Второй пуск крылатой ракеты-носителя «Пегас» // ЭИ авиационная и ракетная техника.—1991.—№ 1669.—С. 7—8.
3. Запуск спутника STEP-2 ракетой «Пегас» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1994.—№ 31.—С. 16—17.
4. Испытания и использование ракеты «Пегас» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1989.—№ 40.—С. 6—9.
5. Неудачный запуск спутников HETE и SAC-B // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1996.—№ 52.—С. 7—8.
6. О причине аварии ракеты «Пегас» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1994.—№ 45.—С. 6.
7. О многоразовой транспортной системе Супер-Пегас // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1995.—№ 5—6.—С. 12—13.
8. Планы эксплуатации ракет «Пегас» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1996.—№ 38.—С. 6—7.
9. Первый пуск ракеты «Пегас» // ЭИ Авиационная и космическая техника.—1990.—№ 1608.—С. 7.
10. Ракета-носитель «Пегас» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1990.—№ 38—39.—С. 7—16.
11. Ракета-носитель «Пегас» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1993.—№ 27.—С. 5—9.
12. Самолет «Тристар» для запуска ракет «Пегас» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1994.—№ 5.—С. 7—11.
13. NASA Sets Argentine Spacecraft Launch // Aviation Week & Space Technology.—1996.—18 October.—P. 27.
14. Pegasus Bearer // Flight International.—1993.—22—28 September.—P. 46—49.
15. Pegasus XL Success Opens Door to Fast-Paced Launch Schedule // Aviation Week & Space Technology.—1996.—18 March.—P. 26—27.
16. Satellites Appear Doomed After Pegasus XL Mishap // Aviation Week & Space Technology.—1996.—11 November.—P. 28.

AEROSPACE "PEGASUS" SYSTEM. REVIEW BASED ON THE 1988—1996 PRESS.

III. MODIFICATIONS, FLIGHT TESTS, AND OPERATION

V. P. Gusynin

Main characteristics and construction features of the modifications of the only aerospace system "Pegasus" operating at the moment are considered. The data on flight tests and launches are given. The causes of breakdown launches are analyzed. The prospects for the system operation are considered.