

УДК 629.782(73)

Авиационно-космическая система «Пегас».
Обзор по материалам открытой зарубежной
печати за 1988—1996 гг.
II. Характеристики и конструктивные особенности

В. П. Гусынин

Національне космічне агентство України, Київ

Надійшла до редакції 27.02.98

Розглядаються основні характеристики та конструктивні особливості єдиної експлуатованої на даний момент авіаційно-космічної системи «Пегас». Приводяться дані про компоновочну схему, систему наведення та керування, технологію та використані матеріали, енергетичні характеристики, типову програму польоту та особливості наземного обслуговування авіаційно-космічної системи.

В настоящее время ракета-носитель (РН) воздушного базирования «Пегас» (США) рассматривается как РН сверхлегкого класса. Она открыла широкие возможности экономической доставки в космос военных, коммерческих и научных спутников.

РН «Пегас» представляет собой принципиально новую транспортную космическую систему. Запуск ракеты с самолета-носителя (СН) дает ряд преимуществ по сравнению с ракетами, стартующими с поверхности Земли: начальная скорость самолета и высота запуска позволяют уменьшить при выведении ракеты аэродинамические и гравитационные потери; в условиях разреженности атмосферы повышается эффективность работы двигателей; за счет энергетики самолета сокращаются затраты на формирование орбиты с заданным наклоном. В целом энергетические затраты на выведение грузов в космос снижаются на 10—15 %, а масса полезной нагрузки (ПН) возрастает примерно вдвое. Кроме того, запуск ракеты с самолета не требует создания дорогостоящего наземного стартового комплекса, значительно снижает требования по безопасности полигона, позволяет оперативно подготовить и осу-

ществить запуск. Помимо высоких экономических показателей, РН «Пегас» обладает рядом важных эксплуатационных качеств, в частности непродолжительным временем подготовки к запуску, высокой мобильностью применения.

В основу проектирования РН «Пегас» было положено требование максимально возможной простоты конструкции, малой массы и низкой стоимости. Аэродинамическая конструкция РН была отработана на других летательных аппаратах, поэтому программа разработки не предусматривала продувок в аэродинамических трубах и испытаний масштабных моделей. Для выигрыша времени и экономии средств отказались и от испытаний твердотопливных ракетных двигателей (РДТТ) ракеты в имитированных высотных условиях.

КОНСТРУКЦИЯ

Базовая РН «Пегас» — трехступенчатая твердотопливная одноразовая РН. В ее состав входят три реактивных твердотопливных двигателя, фиксиро-

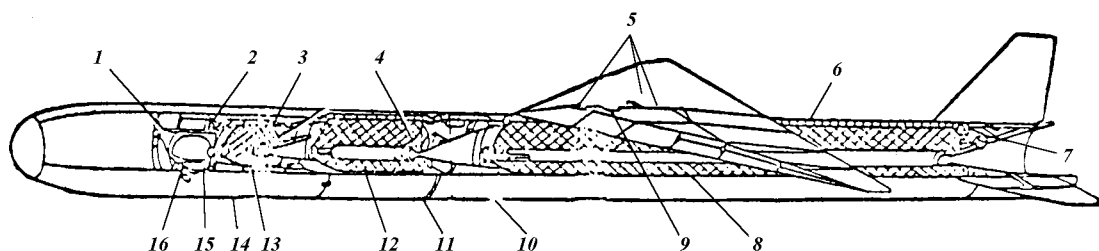


Рис. 1. Компонентная схема ракеты-носителя «Пегас»: 1 — плоскость разделения отсека оборудования и полезной нагрузки; 2 — отсек оборудования; 3 — плоскость разделения второй и третьей ступеней; 4 — гибкий подшипник, обеспечивающий качание сопла РДТТ второй и третьей ступеней; 5 — опоры крепления к подкрыльевому пилону РН; 6 — гаргрот; 7 — приводы консолей хвостового стабилизатора; 8 — РДТТ первой ступени; 9 — замок крепления к подкрыльевому пилону СН; 10 — плоскость разделения первой и второй ступеней; 11 — плоскость разделения переходника между первой и второй ступенями; 12 — РДТТ второй ступени; 13 — РДТТ третьей ступени; 14 — головной обтекатель; 15 — баллон со сжатым азотом для микродвигателей; 16 — микродвигатели

ванное дельтовидное крыло, хвостовое оперение, обтекатель полезного груза, система управления на третьей ступени (рис. 1). Общий вид РН «Пегас» показан на рис. 2.

Стартовая масса РН составляет около 18,5 т, длина — 15 м, диаметр первых двух ступеней — 1,27 м, третьей ступени — 0,97. При старте третья ступень с полезной нагрузкой полностью закрыта головным обтекателем диаметром 1,27 м, что делает диаметр ракеты постоянным по длине.

РДТТ, разработанные фирмой «Hercules Aerospace» для трех ступеней ракеты «Пегас», используют последние достижения в области топлив, корпусов, сопел, бронировки и технологии производства. Они изготавливаются намоткой угольного волокна IM-7 с использованием связующего HBRF-55A как РДТТ для межконтинентальной баллистической ракеты (МБР) «Минитмен» и стартовых ускорителей ракеты-носителя «Дельта-2». Изоляция из мономера этиленпропилендиена, армиро-

ванного волокном Aramid, и связующее SEL-133 для материала корпуса такие же, как на упомянутых стартовых ускорителях ракеты «Дельта-2». Топливо класса 1.3 как и топливо ракет «Першинг-2» использует горючее-связку на основе полибутадиена с концевой группой и 88 % твердой фазы. Топливный заряд характеризуется эластичностью, а также низкой скоростью горения, что важно для ракеты, запускаемой с самолета. Топливо класса 1.3 согласно инструкции требует удаления хранилищ и мест сборки от жилых зданий не менее чем на 70 м. Если бы было выбрано топливо класса 1.1, то эта величина возросла бы до 400 м, что весьма усложнило бы эксплуатацию.

РДТТ на всех ступенях ракеты «Пегас» имеют сопла из фенолуглеродного материала, армированного угольным волокном, связанным эпоксидной смолой. В критических сечениях сопел имеется монолитный вкладыш из материала «углерод—углерод» с трехмерной ориентацией волокон, отличающегося высокой прочностью и низкой эрозией. РДТТ второй и третьей ступеней имеют качающиеся сопла в эластичных опорных шарнирах «Флексил» из кремнийорганического каучука, армированного стекловолокном. Для отклонения сопел относительно двух осей служат электромеханические приводы. Сопло РДТТ первой ступени фиксированное, поскольку на участке работы этого РДТТ управление РН обеспечивают отклоняемые консоли стабилизатора.

Характеристики РДТТ ступеней ракеты «Пегас» приведены в табл. 1.

На первой ступени РН установлены аэродинамические плоскости — дельтовидное крыло и трехконсольный хвостовой стабилизатор. Ступень решили снабдить крылом после нескольких серий

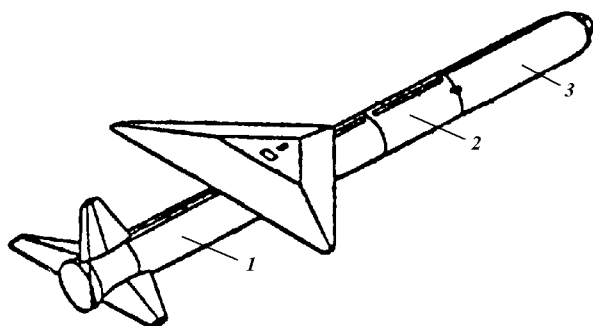


Рис. 2. Общий вид ракеты-носителя «Пегас»: 1 — первая ступень; 2 — вторая ступень; 3 — третья ступень и головной обтекатель

Таблица 1. Характеристики РДТТ ракеты «Пегас»

Характеристика	Первая ступень	Вторая ступень	Третья ступень
Длина, м	9.4	2.32	3.79
Сухая масса, т	1.26	0.36	0.31
Масса топлива, т	12.15	3.03	0.78
Время горения, с	72.3	71.4	64.6
Максимальная тяга в вакууме, т	59.53	14.02	4.11
Средняя тяга в вакууме, т	50.8	12.6	4.1
Максимальное давление в камере сгорания, кг/см ²	76.5	70.5	52.7
Удельный импульс в вакууме, с	295.3	295.5	291.1
Тип конструкции	монокок	монокок	монокок
Материал обшивки	эпоксид графита	эпоксид графита	эпоксид графита
Топливо	гидроксильный полибутadiен	гидроксильный полибутadiен	гидроксильный полибутadiен
Обозначение РДТТ	Orion-50S	Orion-50	Orion-38
Количество двигателей	1	1	1
Коэффициент расширения	40:1	65:1	60:1

моделирования бескрылых ракет. Наличие крыла позволяет ограничить угол атаки значением 20° , а без него пришлось бы выдерживать угол атаки до 60° , что затрудняет управление полетом и увеличивает нагрузки на конструкцию. При наличии крыла аэродинамическое качество повышается до 4, и на начальном участке полета энергетические характеристики ракеты улучшаются по сравнению с вариантом, когда используется только тяга двигателя (без подъемной силы).

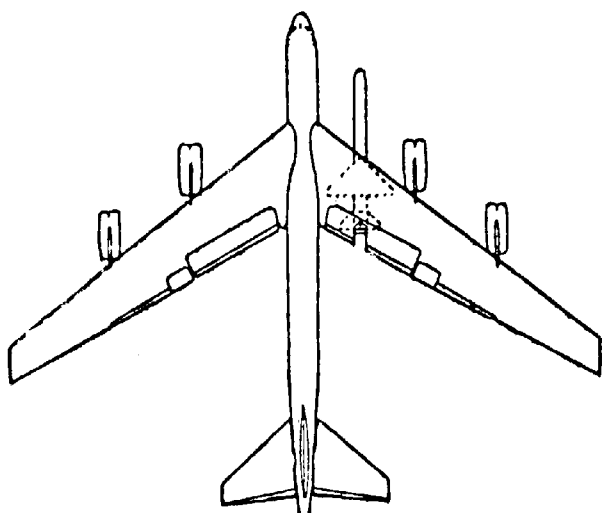


Рис. 3. Схематическое изображение самолета B-52 с РН «Пегас» на подкрыльевом пилоне

Дельтовидное крыло имеет затупленную переднюю кромку и срезанные законцовки. Форма крыла уменьшает смещение центра давления с увеличением числа M . Затупленные передние кромки (радиус закругления 2.5 см) уменьшают теплопередачу к конструкции. Срезанные законцовки крыла позволяют до некоторой степени контролировать завихрение, что способствует увеличению подъемной силы. Кроме того, благодаря срезанным законцовкам размах крыла не превышает 6.7 м, что важно для подвески ракеты к самолету B-52 (рис. 3).

Толщина крыла составляет 0.2 м, масса — менее 272 кг. Крыло рассчитано на воздействие аэродинамической нагрузки 45.4 т на участке максимального скоростного напора, который начинается при скорости, соответствующей числу $M = 1.8-2.0$, примерно через 10—15 с после отделения ракеты от СН.

На двух участках размером 0.6×0.6 м на нижней поверхности крыла наносится пробковая теплозащита. Толщина этого слоя около 2 мм. По расчетам такая теплозащита требуется в течение последних 10—15 с перед отделением первой ступени, и примерно 20 % пробки обугливается. Особо высокий нагрев участков, защищаемых пробкой, объясняется тем, что на них садится скачок уплотнения, возникающий в месте соединения крыла с корпусом первой ступени.

Для монтажа на первой ступени ракеты крыла и узлов крепления к подкрыльевому пилону самолета-носителя служит алюминиевое «седло», изготов-

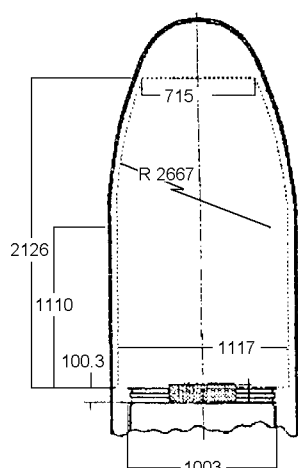


Рис. 4. Обтекатель ракеты-носителя «Пегас»

ляемое как единое целое с корпусом РДТТ первой ступени во время намотки. К корпусу оно крепится лентами из графитового волокна, которые отверждаются вместе с материалом корпуса. «Седло» несет четыре узла крепления, пилон — три узла.

Хвостовой стабилизатор и крыло изготавливаются из композиционного материала на основе угольного (графитового) волокна фирмой Burt Rutan's Scaled Composites. Отклоняемые вертикальная и горизонтальные консоли стабилизатора снабжены приводами.

Головной обтекатель (рис. 4), закрывающий полезную нагрузку, может отделяться на различных этапах полета, в том числе на пассивном участке при нулевой перегрузке и в конце работы второй ступени, когда перегрузка достигает $8g$.

Параметры обтекателя: длина — 4.42 м, диаметр — 1.27 м, масса — 110 кг, секции — 2, материал — алюминиевые соты (графитовый эпоксид), размер отсека для полезной нагрузки — 1.8×1.2 м. На обтекателе имеются отверстия для двух комплектов обтекаемых подвесных контейнеров, смотровой люк полезного груза, пиромеханические ножи для отделения обтекаемого кольца передней части обтекателя. Сотовый выпуск газа проходит сквозь малые отверстия через внутренние облицовочные листы. Выпуск основной газовой массы происходит через два выреза у основания обтекателя. Находясь на земле, зона полезной нагрузки охлаждается и удерживается при положительной герметизации тележкой кондиционера. Во время полета до старта ракеты сухой аммиак продувается через обтекатель из баков внутри СН.

Для оценки нагрузок, действующих на конструк-

цию РН, крылья, корпуса РДТТ и другие элементы, был проведен прочностной анализ. При прочностных испытаниях усилия в 1.25 раза превышали максимальные рабочие нагрузки. Было установлено, что расчетные и экспериментальные значения деформации корпусов совпадают в пределах 2—10 %. По результатам летных испытаний РН «Пегас» и в соответствии с расчетными данными максимальные нагрузки действуют на РН при работе РДТТ первой ступени. Вертикальное ускорение равно $2.8g$, причем корпус РДТТ воспринимает 35 %, а крыло — 55 % полной силы.

Отличительной особенностью конструкции РН «Пегас» является применение в ее составе композиционных материалов. В общей сложности 94 % массы конструкции ракеты составляют композиционные материалы, 5 % — алюминий и 1 % — титан.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ

Система управления РН «Пегас» размещается на третьей ступени в специальном тороидальном конструктиве. При ее разработке использовались самые современные достижения в области микро-ЭВМ и лазерных навигационных средств. В состав системы управления входят 14 микропроцессоров, инерциальный измерительный блок на основе кольцевых лазерных гироскопов, телеметрический передатчик, две аккумуляторные батареи системы наведения, микродвигатели ориентации, два приемника и две аккумуляторные батареи системы самоликвидации, а также устройство, управляющее пиротехническими средствами третьей ступени. Система бортовой телеметрии имеет минимальный состав оборудования; оснащение ее специальной кабельной сетью, как это обычно делается, не предусмотрено. Небольшой телеметрический контейнер имеет неразъемное соединение с системой полетного контроля, устанавливаемой на заключительной стадии подготовки к пуску. Бортовая телеметрическая система выполняет и роль системы предстартовой проверки.

Резервирование бортовых систем, кроме системы самоликвидации, не предусмотрено. Бортовой компьютер, работающий в виртуальном режиме, обеспечивает общее управление ракетой в полете, им выдаются команды на включение маршевых двигателей, отклонение стабилизаторов, изменение вектора тяги. На БЦВМ РН «Пегас» также возлагаются задачи диспетчера начальных процессов работы ПН, задания циклограммы включения, развертывания электропитаний спутника. Масса компьютера,

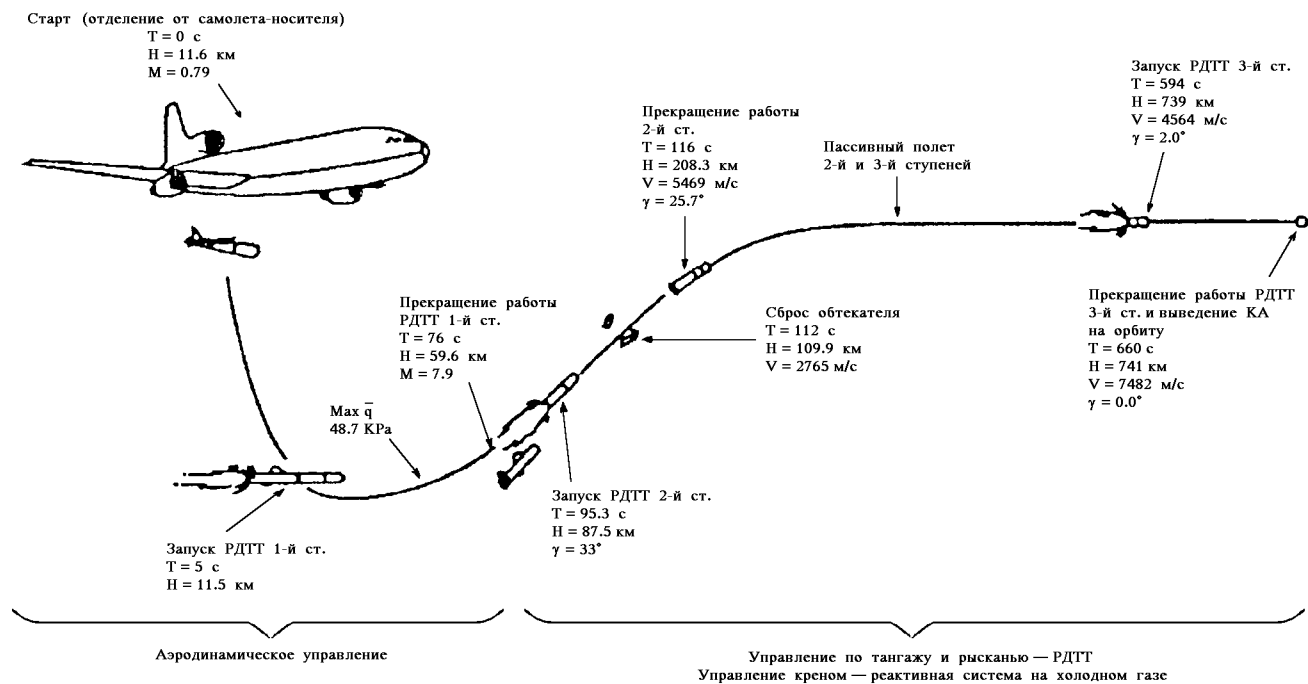


Рис. 5. Схема полета ракеты-носителя «Пегас»

разработанного фирмой Aitech (Израиль), менее 8 кг.

Управление полетом ракеты на начальном участке траектории обеспечивают отклоняемые консоли стабилизатора, смонтированные на юбке первой ступени, которая окружает сопло РДТТ этой ступени. Под верхней частью юбки находятся приводы консолей. На участках работы РДТТ второй и третьей ступеней управление по тангажу и рысканью обеспечивают качающиеся сопла этих РДТТ, а по крену — микродвигатели, работающие на сжатом азоте. Они же обеспечивают управление по трем осям на кратковременных пассивных участках полета. В задачу этих микродвигателей входит также ориентация и закрутка третьей ступени перед отделением от нее полезной нагрузки. Подвешенная к самолету-носителю ракета «Пегас» получает питание (28В постоянного тока) по кабелю от энергетической установки самолета. Тот же кабель связывает систему наведения ракеты с бортовой ЭВМ самолета. На самолете имеется также контрольный инерциальный измерительный блок, который позволяет уточнить выставку гироплатформы бортового инерциального измерительного блока ракеты. Пилот самолета со своего пульта вводит необходимую информацию в систему наведения ракеты и поворотом ручки дает команду на

отделение ракеты от самолета. Если по каким-либо причинам отделение ракеты в заданной точке не произошло, пилот вводит в нее новые полетные данные, и отделение производится в одной из альтернативных точек. Это обеспечивает гибкость эксплуатации ракеты.

ОСОБЕННОСТИ НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

Отдельные узлы и элементы конструкции РН «Пегас», изготовленные на предприятиях фирм-поставщиков, доставляются в летно-испытательный центр ВВС на авиабазу Эдвардс (штат Калифорния). Здесь в специальном помещении размером 18×24 м производится окончательная сборка ракеты. Сборка ракеты производится в горизонтальном положении на автоприцепе, который доставляет ее к самолету. Команде из 6—12 человек на сборку ракеты требуется около двух недель. Отдельные ступени ракеты доставляются в здание сборки на тележках, так что при сборке не нужны подъемные краны, а достаточно домкратов и лебедок. Электронное оборудование, микродвигатели и некоторые другие блоки и системы поставляются в ампулированном виде, так что для сборки не требуется «чистое» помещение. Однако установка

на ракете полезной нагрузки осуществляется в условиях чистого помещения, для чего часть прицепа затягивается тентом. Затем устанавливается головной обтекатель. Для подачи двигателей всех трех ступеней на сборку используются специальные рельсовые направляющие, что исключает потребность в мощных подъемных устройствах. В настоящее время производственные возможности корпуса оптимизированы для сборки одной ракеты в месяц, однако ее темп может быть без труда увеличен до одной ракеты в неделю.

Специальный трейлер используется не только для сборки, но и для транспортировки ракеты к месту подвески на самолет-носитель. Процедура подвески начинается за 2 часа до взлета самолета и продолжается 60 мин. По завершении подвески РН «Пегас» начинает получать электропитание (постоянное напряжение 28 В) от бортовой сети самолета, а вычислительный комплекс соединяется с его бортовой ЭВМ. Постоянный контроль исправности бортовых подсистем РН осуществляет один из членов экипажа с помощью установленного на носителе контрольно-проверочного блока. Он же отвечает за своевременную передачу информации от ЭВМ самолета в запоминающее устройство бортового вычислительного комплекса ракеты. На основе докладов о текущем состоянии ее бортовых систем командир экипажа самолета-носителя принимает окончательное решение о пуске ракеты.

ТИПОВАЯ ПРОГРАММА ПОЛЕТА

Ракета-носитель «Пегас» с полезной нагрузкой подвешивается под правой консолью крыла самолета-носителя В-52. В полете с самолетного пульта управления вводятся полетные данные в систему наведения ракеты-носителя. Отделение ракеты от

самолета происходит на высоте 12.2 км при скорости, соответствующей $M = 0.8$. В течение 5 с она совершает свободное падение, и на расстоянии примерно 100 м ниже самолета включается РДТТ первой ступени. Двигатель первой ступени, содержащий 12.2 т твердого топлива, развивает среднюю тягу 50 т. К моменту окончания его работы ($t = 76$ с) ракета достигает высоты 63 км и скорости $M = 8.7$.

До запуска РДТТ второй ступени полет ракеты в течение 5.8 с продолжается при управлении газоструйной реактивной системой. Запуск РДТТ второй ступени происходит на 87.1 с полета на высоте 70.4 км при угле наклона траектории 25.9° . Его топливо массой 3.02 т сгорает за 71 с, обеспечивая тягу 13.7 т (максимальная — 14.1 т). Ракета достигает высоты 168 км, скорости 5.43 км/с и угла наклона траектории 18.4° . При этом на 121 с полета на высоте 112 км и скорости 3.56 км/с происходит сбрасывание обтекателя полезной нагрузки. После окончания работы РДТТ второй ступени следует баллистическая фаза полета (по инерции с неработающим двигателем) продолжительностью 310.6 с, в конце которой носитель выходит на высоту 460 км при скорости 4.97 км/с. Топливо РДТТ второй ступени массой 0.77 т сгорает за 64 с и создает тягу 4.1 т. Это позволяет после 534 с с момента отделения от самолета-носителя довести скорость полета ракеты до 7.62 км/с и вывести полезную нагрузку 270 кг на полярную орбиту высотой около 460 км.

Необходимо отметить, что приведенная выше схема полета трехступенчатой РН «Пегас» является типовой и уточняется для каждого конкретного пуска.

Для примера на рис. 5 показана схема полета РН «Пегас» при выводе полезной нагрузки на орбиту высотой 740 км, а в табл. 2 приведена типовая

Таблица 2. Основные этапы полета ракеты-носителя «Пегас»

Время полета Т, с	Этап полета	Высота, км	Скорость, км/с, число М	Угол наклона траектории, град
0	Отделение ракеты от самолета	12.6	0.23, М = 0.8	
5	Запуск РДТТ первой ступени	12.5	0.24, М = 0.8	
84	Отключение РДТТ и отделение первой ступени	47.8	2.36, М = 7.7	
106	Запуск РДТТ второй ступени	62.8	2.3	13.8
193	Отключение РДТТ и отделение второй ступени	101.6	5.22	3.6
210	Сброс головного обтекателя			
213	Запуск РДТТ третьей ступени	106.7	5.21	2.4
283	Отключение РДТТ и отделение третьей ступени	112.4	7.8	0.25
290	Первое включение ЖРД блока NAPS	112.5	7.8	0.25
241	Отключение ЖРД	115.7	8	0.43
3040	Второе включение ЖРД блока NAPS	740	7.3	0.1
3150	Отключение ЖРД. Отделение полезного груза	740.8	7.5	0

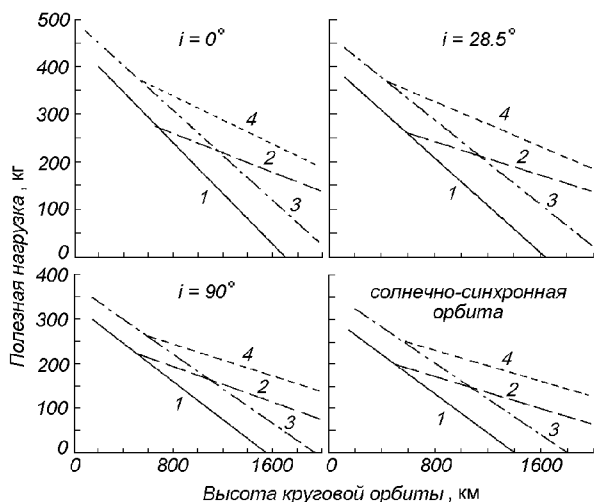


Рис. 6. Энергетические характеристики РН «Пегас»: 1 — Базовая РН «Пегас»; 2 — Базовая РН «Пегас» + HAPS; 3 — РН «Пегас-XL»; 4 — РН «Пегас-XL» + HAPS

схема полета четырехступенчатой РН «Пегас» (с дополнительной четвертой жидкостной ступенью HAPS).

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

На рис. 6 приведены энергетические характеристики четырех эксплуатируемых в настоящее время модификаций ракет-носителей семейства «Пегас» для различных наклонений орбит:

- базовая, трехступенчатая РН «Пегас»;
- 4-ступенчатая РН «Пегас» (базовая РН «Пегас» + разгонный блок HAPS);
- базовая, трехступенчатая РН «Пегас-XL»;
- 4-ступенчатая РН «Пегас-XL» (базовая РН «Пегас-XL» + разгонный блок HAPS).

1. Испытания и использование ракеты «Пегас» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1989.—№ 40.—С. 6—9.
2. Кистанов В. Ракета-носитель воздушного запуска «Пегас» // Зарубежное военное обозрение.—1991.—№ 9.—С. 34—38.
3. О ракете-носителе «Пегас», запускаемой с самолета // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1988.—№ 45-46.—

- С. 18—22.
4. «Пегас» — новая американская транспортная космическая система // ЭИ Бортовые и наземные системы управления.—1988.—№ 20.—С. 10—14.
5. Планы эксплуатации ракет-носителей легкого класса // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1993.—№ 27.—С. 1—16.
6. Разработка твердотопливной космической ракеты «Пегас» // ЭИ Новости машиностроения. Сер. Наука и техника.—1989.—№ 23.—С. 7.
7. Ракета-носитель «Пегас» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1990.—№ 38-39.—С. 7—16.
8. Ракета-носитель «Пегас», запускаемая с самолета // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1988.—№ 41.—С. 11—15.
9. Ракеты-носители, запускаемые с самолета, и проект ракеты «Пегас» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1988.—№ 31—32.—С. 22—24.
10. Старостина Л. И. Ракеты-носители воздушного старта // ОНТИ КБ «Южное».—1993.—Сер. X11.—№ 263.—С. 5—36.
11. Air-Launched Space Booster «Pegasus» // Orbital Sci. Corporation.—1989.—P. 1—4.
12. Jane's SpaceFlight Directory.—1993—1994.
13. Linberg R. E. Pegasus. Overview of the Pegasus air-launched space booster // SAE Techn. Pap. Ser.—1989.—N 392308.—P. 1—6.
14. Pegasus Bearer // Flight International.—1993.—22-28 September.—P. 46—49.
15. Pegasus winged workhorse // Flight International.—1988.—134, N 4126.—P. 29—31.
16. Pegasus XL Success opens door to fast-paced launch schedule // Aviation Week and Space Technology.—1996.—March 18.—P. 26—27.
17. Satellites Appear doomed after Pegasus XL mishap // Aviation Week and Space Technology.—1996.—November 11.—P. 28.
18. Schade C. Pegasus, Taurus and Glimpses of the future // AIAA.—1990.—N 3573.—P. 1—10.
19. The Pegasus launch vehicle // Spaceflight.—1989.—31.—P. 89—92.

AEROSPACE SYSTEM «PEGASUS». REVIEW BASED ON FOREIGN PRESS MATERIALS FOR 1988—1996. II. CHARACTERISTICS AND CONSTRUCTION FEATURES

V. P. Gusynin

Basic characteristics and construction features of unique aerospace system «Pegasus» the only one in operation at the moment are considered. The data are given about the arranging diagram, control system, technology, materials used, performance characteristics, as well as the standard flight program and some features of the ground service of the aerospace system.