

ВОЗДУШНЫЙ СТАРТ РАКЕТ - НОСИТЕЛЕЙ ИЗ ГРУЗОВОГО ОТСЕКА ФЮЗЕЛЯЖА ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

Введение

В статье “Воздушный старт ракет - носителей из грузового отсека фюзеляжа транспортного самолета” рассматривались возможности старта ракет-носителей, закрепленных на верхней части фюзеляжа, указывались преимущества и недостатки такого способа пуска ракет, определялись наиболее безопасные для самолета и ракеты положения самолета на траектории пуска.

В настоящей статье сделанная попытка исследовать возможности старта ракет-носителей, размещенных внутри фюзеляжа транспортного самолета.

Такой способ предусматривает:

- возможность осуществления коммерческих запусков легких космических аппаратов массой к 1500-2000 кг на низкие орбиты и 500-700 кг - на геостационарные;
- вывод на круговые орбиты в широком диапазоне высот (от 200 км до 12000 км) и наклонений (от экваториальных орбит до 115 град., включая полярные и синхронно-солнечные), вывод на высокоэллиптические орбиты, включая геопереходную, геостационарную и отлетные траектории к Луне;
- возможность подготовки комплекса и космического аппарата (КА) к пуску как на территории Украины так и на территории страны заказчика пуска;
- высокую надежность применения;
- экологическую безопасность при производстве, подготовке и пусках.

Исходя из этого, авиационно-космический комплекс (АКК) может использоваться:

- для развертывания и заполнения низкоорбитальных группировок глобальных спутниковых систем связи;
- вывод спутников мониторинга Земли (дистанционного зондирования ее поверхности и атмосферы, оперативный контроль чрезвычайных ситуаций);
- развертывание и поддержки низкоорбитальных спутниковых систем навигации;

- для предоставления транспортных услуг по выводу в околоземное пространство полезной нагрузки;

В состав авиационно-космического комплекса входят:

- самолет-носитель (ЛН) Ан-124-100ВС “Руслан” [3], что рассматривается в качестве воздушной стартовой платформы;
- пусковое устройство, которое находится на борту самолета-носителя (ЛН);
- ракета-носитель (РН), которая до старта располагается в пусковом устройстве;
- наземный комплекс подготовки пуска на базовом и промежуточном аэродромах;
- комплекс автоматизированных систем управления подготовкой, пуском и полетом.

В состав СН входят:

- базовый самолет, модифицированный под установку систем управления предстартовой подготовкой ракеты (СУППР);
- пусковое устройство.

Система СУППР должна обеспечивать:

- автоматическое проведение предстартовой подготовки и пуск РН;
- соединение с навигационным комплексом СН, что обеспечивает определение и выдачу данных в систему управления РН;
- проведение предполетных проверок, введение исходных данных и полетной задачи в систему управления РН.

Самолет-носитель Ан-124-100ВС на базе серийного грузового транспортного самолета Ан-124-100 “Руслан” обеспечивает установку на его борту ракеты космического назначения, оборудование и систем ракетного комплекса, выход в зону пуска РН и десантирование РН в полете. Самолет-носитель может стартовать практически из любого района земного шара, где есть взлетно-посадочная полоса длиной не менее 3 км. Возможность старта самолета-носителя для вывода КА из максимально приближенного к заказчику пуска аэродрома обеспечивает оперативность выполнения и гибкость графика вывода спутников. Самолет-носитель возвращается и многократно используется в качестве первой ступени системы вывода. Самолет-носитель оснащается оборудованием и системами подготовки и пуска из состава РН, которые обеспечивают:

- заправку РН компонентами топлива и их слив;
- установку и крепление РН в грузовой кабине и десантирование РН из СН;
- телеметрические измерения параметров состояния РН и СН и передачу информации на командный пункт;

- управление полетом РН.

Дополнительная задача СН – транспортировка РН из района ее изготовления (хранения) на аэродром базирования авиационного ракетно-космического комплекса (АРКК), из которого осуществляется полет на запуск РН. Полеты самолета-носителя Ан-124-100 на запуск РН чередуются с использованием его на грузовых перевозках после демонтажа съемного оборудования предназначенного для воздушного запуска РН.

Базирование СН должно осуществляться на тех же аэродромах, на которых базируются и базовые самолеты.

Летно-технические характеристики СН не отличаются от соответствующих характеристик базового самолета [3].

Сбрасывание РН при ее пуске должно осуществляться на высоте и скорости крейсерского полета СН или из положения “горка” [1].

В контейнере при размещении РН на СН должна поддерживаться температура окружающего воздуха в диапазоне +10...+25 С.

Конструктивные требования:

- конструкция СН должна отвечать конструктивным требованиям к базовому самолету Ан-124-100 [3];
- переоборудование базового самолета в самолет-носитель должно осуществляться с минимально-необходимыми доработками без изменения основной конструкции планера, штатных систем и оборудования;
- комплекс оборудования системы десантирования, конструкция грузового пола и ramпы заднего грузового люка СН должны обеспечивать погрузку (разгрузку), размещение, крепление транспортного пускового контейнера (ТПК) и сбрасывание в воздухе РН;
- грузовая ramпа заднего грузового люка СН должна быть приспособлена для передвижения по ней ТПК из РН весом до 70 т при проведении нагрузки (разгрузки) и при воздушном сбрасывании в момент старта РН. Угол наклона ramпы при проведении этих операций должен быть установлен в положение воздушного десантирования.

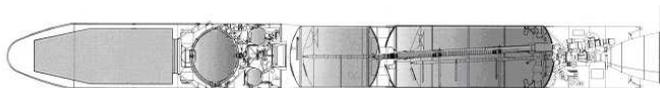


Рис. 1 – Образцовая схема двухступенчатого ракетного носителя

Ракета-носитель (рис. 1) – двухступенчатый, выполнен по тандемной схеме с коническим головным обтекателем. При этом могут использоваться жидкостные (ЖРД) [4], [5], или твердотопливные ракетные двигатели (РДТТ) [6]. При использовании ЖРД компоненты топлива: азотная кислота- окислитель, несимметричный диметилгидразин (гептил) – горючее.

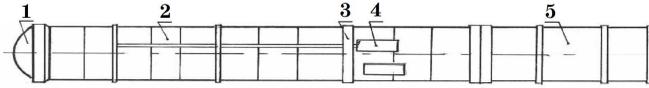


Рис. 2 – Транспортно-пусковой контейнер:1-переднее днище; 2-передняя секция;3-стыковочный шпангоут;4-люки;5-задняя секция.

Ракета-носитель массой в пределах 60 - 70 т. располагается внутри грузового отсека СН в следующих вариантах: с использованием десантной платформы и парашютной схемы десантирования и с использованием транспортного пускового контейнера и минометной схемы десантирования (рис. 2,3). Выброс РН производится через задний грузовой люк СН.

Указанному варианту размещения РН присущи следующие преимущества:

- простота обслуживания и жизнеобеспечение РН (все системы жизнеобеспечения находятся в непосредственной близости от РН);
- сохранение летных характеристик СН (аэродинамическое качество, центровка, управляемость и стойкость);
- небольшая доработка СН для нужд воздушного старта;
- простота загрузки РН (используется собственное погрузочное реальное оборудование самолета).

в качестве недостатков следует отметить:

- изменение центровки самолета в процессе десантирования РН, т.е. больше сложной маневр СН и необходимость удерживать СН на стартовой траектории более продолжительное время;
- опасность для летного и операторского состава (возможный утечка токсичных компонентов топлива, продуктов горения порохового аккумулятора давления).

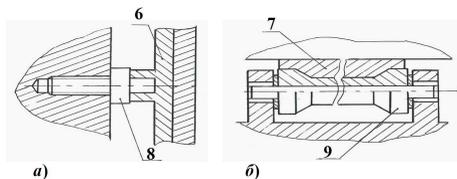


Рис. 3 – Нижний (а) и боковой (б) узлы скольжения ракеты в контейнере: 6-верхняя секция, 7-направляющая, 8-крепежный болт, ролик.

Пусковое устройство (ПУ) предназначено для осуществления выброса ракеты-носителя через задний люк грузового отсека СН путем ее выталкивания с помощью сжатого газа (так называемая “минометная” схема

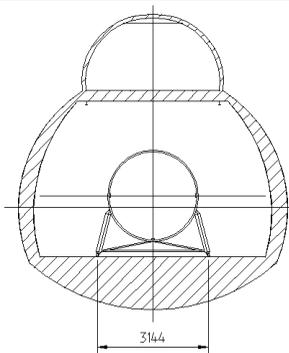


Рис. 4 – Размещение РН внутри грузового отсека

старта) [2]. Пусковое устройство представляет собой пустотелую цилиндрическую конструкцию закрытую с одного торца, в которой находится РН к старту. Пусковое устройство устанавливается на ложементах внутри грузового отсека по продольной вехе самолета. Центр масс пускового устройства с ракетой, которая находится в нем, приблизительно совпадает с центром масс самолета-носителя. Сжатый газ, необходимый для выталкивания РН из ПУ, генерируется с помощью порохового аккумулятора давления (ПАД), что входит в состав ПУ. Пусковое устройство имеет продольные направляющие, по которым движется РН в момент выброса.

1.1. Конструкция пускового устройства

Пусковое устройство представляет собой цилиндрическую сборную конструкцию, изготовленную из металлических материалов (АМГ-6, сталь) и состоит из двух основных элементов: транспортно- пускового контейнера и дополнительной секции, которая пристыковывается к ТПК.

ТПК состоит из корпуса, на внутренней поверхности которого расположены продольные направляющие ракеты, и сферического днища.

Корпус ТПК изготовлен в виде цилиндрической оболочки, подкрепленной силовыми и торцевыми шпангоутами. На корпусе выполнены посадочные места для установки специального оборудования, используемого при транспортировке и погрузочных работах, при установке в ЛН (рифм (болты, кронштейны, тележки). Для обеспечения доступа к ракете на корпусе есть ряд люков. На корпусе ТПК также размещены приборы проверочно-пусковой аппаратуры.

Днище предназначено для защиты поддона ракеты от возможных механических повреждений, герметизации зарaketного объема и обеспечение необходимого температурно-влажностного режима в донной части ТПК. Днище составляется со сваренных по периметру шпангоута и оболочки. Все детали днища выполнены из алюминиевого сплава.

На внутренней поверхности корпуса ТПК есть три продольные направляющие (рис. 3): две боковые и одна нижняя. Нижняя направляющая - силовая, т.е. полностью воспринимает распределенную нагрузку веса ракеты. Для уменьшения трения, которое возникает при движении ракеты, направляющая выполнена в виде 30-ти последовательно расположенных роликов (рис.3). Для движения по роликам на ракете вдоль ее корпуса размещен продольный поводок соответствующего профиля. Поводок крепится к силовым шпангоутам РН. Боковые направляющие центрируют РН. Они имеют П-образный профиль поперечного сечения, по которому двигаются цапфы ракеты-носителя. РН имеет 6 цапф, которые также ввинчены в силовые шпангоуты (рис. 3).

Дополнительная секция по конструкции аналогичная ТПК и является его съёмным продолжением. ТПК и секция стыкуются по торцевым шпангоутам и соединяются болтами. Герметизация стыка обеспечивается резиновой прокладкой. Направляющие ТПК и съёмной секции стыкуются между собой с помощью пазов и выступов, которые выполнены на торцах направляющих. В результате образуются направляющие вдоль всей поверхности ПУ.

Основные требования к ТПК

ТПК должен обеспечивать надежный и безопасный пуск в условиях:

- механических влияний (ударов, вибраций и т.п.);
- атмосферных влияний (температура, влажность, солнечная радиация и т.п.);
- электромагнитных влияний (от грозы, энергоустановок СН и др.).

1.2. Конструкция поддона

Защита головного обтекателя ракеты от теплового и силового влияния горячих газов порохового аккумулятора давления (ПАД) при старте осуществляется с помощью поддона (рис. 5).

Поддон представляет собой силовую разделяемую конструкцию, которая состоит из цилиндрической обечайки, верхних сферических и нижнего сферического днищ.

Обечайка конструктивно выполнена в виде двух симметричных полуцилиндрических поверхностей, подкрепленных продольными силовыми элементами. Половинки разделяются с помощью пиропнуров, которые свариваются между ними вдоль образующей обечайки. Для отвода половинок, друг от друга используются пружинные толкатели или пиротолкатели.

Обечайка крепится к нижнему днищу поддона с помощью пироболтов. Нижнее днище стыкуется с верхним также разрывными болтами. Верхнее днище имеет посадочные места под установку ПАД [6], продольных опор ракеты и снабжено кольцевой обтюрирующей манжетой. Поддон при сборке устанавливается на ракету. После загрузки ракеты в ТПК верхнее днище крепится к продольным опорам и в таком виде оказывается связанным с ТПК.

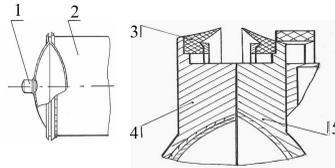


Рис. 5 – Пороховой аккумулятор давления: 1-воспламенитель; 2-обечайка; 3-пирошнур с манжетой; 4,5- полуцилиндрические поверхности

Для защиты конструкции ракеты от силового и теплового влияния горячих газов ПАД во время ее выброса с ПУ используется поддон, который устанавливается на ракету. После выхода РН с СН поддон с нее сбрасывается.

При полете самолета-носителя в намеченный район старта подается команда на подготовку пуска, проверяется готовность систем РН и самолета. После чего открываются створки заднего люка грузового отсека. При положительных результатах предыдущий подготовки подается команда на старт, зажигается заряд порохового аккумулятора и ракета под действием давления газов движется с ускорением по направляющим пускового устройства. В момент десантирования РН и СН двигаются в противоположных направлениях. После выхода РН из грузового отсека подается команда на запуск ДУ первой степени ракеты, срабатывает система ориентации и ракета начинает движение в пространстве. В качестве управляющих элементов используются газовые (или твердотопливные) двигатели ориентации. При занятии ракетой-носителем стартового положения подается команда на отделение поддона, и запускается двигатель первой степени. Ракета начинает самостоятельный полет.

Как основной вариант рассматривается десантирование ракеты головной частью “назад”. Это обуславливает тем, что в момент выхода из СН ракета-носитель имеет начальные параметры движения близкие к стартовому. Это во многом облегчает достартовую ориентацию РН (при этом необходим небольшой управляющий момент) и, соответственно, уменьшается время до запуска маршевой ДУ, т.е. снижается высота падения ракеты. Однако, в этом случае необходима защита головного обтекателя от действия горячих газов ПАД. Это ведет к усложнению конструкции поддона, который устанавливается на обтекатель (для облегчения сбрасывания поддона он должен быть разделяемым).

Возможно также сбрасывание ракеты-носителя головной частью “вперед”. Это существенным образом упрощает конструкцию поддона, который в этом случае защищает двигательную установку первой степени РН. Поддон может быть выполнен монококовым и отделяться под действием реактивной струи маршевого двигателя. Однако, при таком способе сбрасывания траектория РН будет более сложной. Для осуществления маневра ориентации нужны значительные управляющие мо-

менты. Это ведет к увеличению массы двигателей ориентации, ракета больше теряет высоту и испытывает значительные угловые перегрузки.

Десантирование ракеты-носителя может производиться как при горизонтальном полете СН (на высоте и скорости крейсерского полета), так и из положения “горка”. Как отмечалось выше, последний вариант предпочтителен, так как в этом случае существенным образом снижаются вертикальные перегрузки СН, которые возникают в момент отделения РН от СН, и моменты, которые действуют на РН при выходе из ПУ. Сбрасывание из горизонтального положения СН может применяться для ракет меньшей массы.

Сбрасывание ракеты-носителя с последующим стартом может производиться на экваториальных широтах над районами океанов или других районов, расположенными на расстоянии до 8500 км от базового аэродрома.

Предполагаются следующие условия применения АРКК:

- базирование СН на одном из аэродромов Украины;
- подготовка, сборка и все виды испытаний РН производятся на заводе-изготовителе после чего РН доставляется на базовый аэродром и загружается в СН;
- по согласованию с заказчиком самолет-носитель с РН на борту перелетает на аэродром, где космический аппарат с полезной нагрузкой стыкуется с РН и откуда СН осуществляет перелет в зону пуска РН.

1.3. Оценка основных параметров движения РН [1,2]

Главный вектор внешних сил [1],

m_p – масса ракеты.

$$F_e = F_{\partial} + F_{TP},$$

где $F_{\partial} = p_k \frac{\pi d^2}{4}$ – сила давления газов ПАД,

$d_k = 2.52$ – диаметр ПУ,

F_{TP} – сила трения, которое состоит из двух частей:

$F_{TP(H)} = f_1 mg$ – сила трения, которое возникает в направляющих;

$F_{TP(M)} = (\pi d_k l_M p_k + Q) f_2$ – сила трения обтюрирующей манжеты об стенки ПУ: $l_M = 0.005\text{м}$ – длина манжеты, которая прилегает к стенке ПУ; Q – усилие первоначального поджатия манжеты (рекомендуется $Q = 80 \div 100\text{Н}$);

f_1 – коэффициент трения в направляющих;

f_2 – коэффициент трения в паре “манжеты-стенка ПУ”.

Минимальный коэффициент трения в подшипниках скольжения роликов f_1 можно обеспечить равным $0.07 \div 0.1$. При использовании в качестве материала манжеты полихлорвинила или полиуретана $f_2 \approx 0.6$.

Ускорение ракеты при ее движении в ПУ [2]:

$$\vec{W}_p = \vec{W}_r + \vec{W}_e + \vec{W}_k,$$

где \vec{W}_r – относительное ускорение ракеты,

\vec{W}_e – переносное ускорение,

\vec{W}_k – ускорение Кориолиса.

Будем рассматривать горизонтальный полет СН и пренебрежем ускорением Кориолиса, которое возникает вследствие вращения Земли. Тогда максимальное относительное ускорение ракеты:

$$\vec{W}_p = \vec{W}_r,$$

где $\vec{W}_r = n_x g$ [3].

При ограничении значения продольной перегрузки РН ($n_{x \max} = 1.2$) максимальное давление в контейнере [4]:

$$p_k = \frac{m_p g n_x - Q f_2 - m_p g f_1}{\frac{\pi d_k^2}{4} - f_2 \pi d_k l_m} = 0.149 \text{ МПа}$$

Будем считать движение ракеты равноускоренным, т.е. давление в контейнере постоянно.

Рассмотрим термодинамику процесса. Уравнение состояния газа в контейнере в любой момент времени [5]: $P_k = mRT$.

При $P_k = \text{const}$ в контейнере будет изобарный процесс.

Рост массы газа, который поступает в контейнер из камеры сгорания ПАД в ракетный объем [6]:

$$\Delta m = \frac{p_k \Delta V}{RT\eta},$$

где η – коэффициент тепловых потерь.

$S_k = \frac{\pi d_k^2}{4}$ – площадь сечения контейнера. [7]

Тогда расход газа [8]

$$\dot{m} = \frac{p_k \pi d_k^2 v_p(t)}{4\eta R_k T_k},$$

где $R_k T_k$ – энергетические параметры газа в контейнере.

Очевидно, что \dot{m} также как и v_p нарастает линейно.

Суммарное количество порохового газа необходимое для минометного старта [9]:

$$m = \int_0^{V_k} \frac{p_k}{RT\eta} dV = \frac{p_k V_k}{RT\eta} = \frac{p_k L_k \pi d_k^2}{4RT\eta},$$

где L_k – путь, который проходит РН при старте внутри фюзеляжа.

Необходимая масса твердотопливного заряда для обеспечения равноускоренного движения равняется суммарной массе порохового газа (с учетом недосгорания смеси ПАД) [10]:

$$m_{3\Sigma} = \frac{p_k L_k \pi d_k^2}{4R_0 T_0 \eta \eta_{с.м}},$$

где $\eta = \eta_c \eta_T \eta_B$: $\eta_c \approx 0.95$ – теплотери за счет рекомбинации молекул углерода; $\eta_T \approx 0.8$ – теплотери на теплоотдачу в окружающую

среду; $\eta_B \approx 0.9$ – теплотери за счет подтекания порохового газа из зарядного объема;

$\eta_{см} \approx 0.75$ – коэффициент неполноты сгорания смеси;

$R_0 T_0$ – энергетические параметры газа в камере сгорания ПАД.

1.4. Пороховой аккумулятор давления

В качестве заряда порохового аккумулятора могут применяться разные топлива [6]. Характеристики некоторых из них приведены в таблице 1:

Таблица 1

Марка топлива	Плотность, г/див ³	Скорость горения, мм/с	Температура горения, К	Удельный импульс, м/с	Эксплуатационное давление не больше, МПа
IPN	1,62	16,77	3085	2431	2
SC(кардид)	1,57	7,79	2553	2287	21
HM-2	1,6	9,06	2351	2193	3
ARCIT-373D	1,77	8,91	3324	2532	0,14

Наиболее приемлемым в этом случае будет топливо марки SC, так как оно имеет довольно высокие температуру горения и удельный импульс и, в отличие от других, более высокое эксплуатационное давление.

При работе ПАД могут возникнуть проблемы с устойчивостью горения и прочностью ПАД. В этом случае нужно использовать несколько последовательных ПАД, причём площадь критического сечения сопла аккумулятора выбирается таким образом, чтобы начальная затрата газов из последующего ПАД равнялась конечному расходу из предыдущего.

Временная диаграмма воздушного старта

1. Подготовка к запуску стартовых средств.

Этот этап начинается после проверки готовности систем СН, ПУ и ракеты к пуску. Он содержит в себе установку пиропатронов ПАД, маршевого двигателя, разъединение связей ракеты с ТПК (отделение плат электрических и пневмогидравлических разъемов, которые стыкуют бортовые части систем управления РН и СН). Этап заканчивается открытием люка грузовой кабины и установлением рампы в положение для десантирования. В случае невыполнения команд на этом этапе возможно прекращение пуска.

2. Выход самолета на “горькую”, запуск стартовых средств (ПАД).

Запуска первого ПАД (ПАД предыдущего режима) передает команду на подрыв разрывных болтов, которые удерживают ракету в ТПК. Запуск последовательно работающих ПАД может осуществляться по времени или по функциональным командам (ФК) (например, по спаду дав-

ления в камере сгорания ПАД предыдущего режима, по перемещению ракеты в ПУ и др.). Этот этап характеризуется газодинамическими процессами в ПУ, динамикой движения РН и СН, выходом ракеты из ПУ. В случае отсутствия движения ракеты подается команда на автоматическое прекращение пуска.

3. Ориентация РН в пространстве, подготовка к запуску маршевого двигателя.

Этот этап содержит в себе формирование базовых команд на включение двигателей ориентации, сброс и отвод поддона, отделение плат от ракеты и т.п.

4. Запуск маршевого двигателя.

5. Движение ракеты согласно установленной программе.

Выводы

По результатам расчетов время сбрасывания РН составляет не больше ≤ 2.2 с.

Необходимая масса рабочего вещества ПАД для РН массой приблизительно 80 т должна быть ≈ 2.1 кг.

Оптимальная скорость снижения РН после сбрасывания примерно 15 м/с.

Нужно отметить, что минометная схема в сравнении с другими схемами воздушного старта такого типа имеет довольно малое время разделения СН и РН. Это позволяет повысить надежность старта и безопасность, так как в этом случае продолжительность критических режимов ЛА, при которых авария наиболее возможна, минимальна.

Литература

1. Димешкина В.В., Ильин В.А., Леутин А.П. Некоторые особенности процесса деления ЛА вблизи момента разрыва связей. Часть I, II. /Научные записки ЦАГИ/, т. XI, 4;5, 1980.
2. Конюхов С.Н., Логачев П.П. Минометный старт межконтинентальных баллистических ракет. / НАН Украины, НКАУ/, - Днепропетровск 1997.
3. Техническая документация по самолету АН-124. /АНТК им. Антонова /.
4. Волков Э.Б., Головков Л.Г., Сырицын Т.А. Жидкостные ракетные двигатели.- М.: Военное издательство Министерства обороны СССР, 1970
5. Карраск В.К. Двигательные установки.- М.: МАИ,1976
6. Разумеев В.Х. Основы проектирования ракет на твердом топливе.- М.: МАИ, 1980.