

УДК 629.783

Выбор проектных параметров многоразовой ракеты-носителя для аэрокосмической системы с воздушным стартом

09, сентябрь 2012

Коцур О.С.

*Студент,
кафедра «Аэрокосмические системы»*

*Научный руководитель: Щеглов Г.А.,
д. ф.-м. н., профессор кафедры «Аэрокосмические системы»*

МГТУ им. Н.Э. Баумана
[Roger ne @mail.ru](mailto:Roger_ne@mail.ru)

Аэрокосмические системы с воздушным стартом (АКСВС) являются перспективным средством доставки полезной нагрузки (ПН) на низкую околоземную орбиту. Являясь всеазимутальным средством запуска, АКСВС обладает значительными преимуществами по сравнению с традиционными способами запуска ракет-носителей (РН) [2]:

- резко сокращаются площади районов падения отработавших ступеней РН по трассе выведения, поскольку первая ступень аэрокосмической системы с воздушным стартом является полностью многоразовой;
- возможность осуществления старта практически из любой точки земного шара;
- самолет-носитель (СН) является многоразовой первой ступенью АКСВС. Он обеспечивает ненулевые начальные условия старта РН по высоте и скорости, значительно снижая количество топлива, затрачиваемого на выведение космического аппарата (КА);
- масса выводимого КА повышается на 40–50 % по сравнению с наземным стартом, а себестоимость запуска снижается почти на 50 %;
- возрастает эффективность двигателя РН, поскольку его пуск осуществляется в разреженной атмосфере;
- снижение интегральной степени воздействия аэродинамического сопротивления за счет разреженности атмосферы на высоте старта (10 км для Ан-124).

Таким образом, проектирование АКСВС является актуальной задачей, поскольку позволяет решить основные проблемы, возникающие при старте РН со стационарных космодромов, а также имеет преимущества по сравнению с остальными проектами мобильных стартов.

Среди множества существующих проектов и схем осуществления воздушного старта для проектирования была выбрана схема АКСВС с РН, стартовой из грузового отсека самолета-носителя. Данная схема обладает некоторыми

преимуществами по сравнению с другими проектами. В качестве прототипа выбран проект «Воздушный старт». В проектируемом варианте АКСВС десантируемая РН будет состоять из двух ступеней, первая из которых полагается возвращаемой за счет использования складных крыльев. Первая ступень осуществит посадку «по-самолетному» на аэродром с помощью извлекаемого шасси. Таким образом, проектируемая АКСВС характеризуется следующими основными параметрами:

- десантирование РН производится из грузового отсека самолета Ан-124 «Руслан»;
- масса РН – 100 т;
- высота десантирования РН – 10 км;
- величина начальной скорости – 314,2 м/с;
- параметры орбиты выведения:
 - круговая орбита с наклоном 0° ;
 - высота 200 км;
 - орбитальная скорость 7900 м/с.

Габаритные размеры РН полностью определяются рабочим пространством грузового отсека СН и считаются заданными (высота ракеты 34 м, диаметр миделя 3.2 м).

Основными требующимися определения проектными параметрами на ранней стадии проектирования РН в составе АКСВС является выбор ее конструктивно-силовой схемы построения, выбор количества ступеней, определение состава ступеней, основных отсеков. В данном варианте предлагается двухступенчатая последовательная схема построения с возвращаемой первой ступенью.

Одним из основных вопросов, возникающих при определении габаритных размеров и массы ступеней и их составляющих, является определение количества топлива, необходимого для выполнения основной задачи доставки ПН на заданную орбиту. С объемом топлива также непосредственно связан выбор схемы выведения РН из точки десантирования на заданную орбиту с определенной точностью. Таким образом, можно выделить следующие основные проектные параметры РН в составе АКСВС:

1. Количество топлива в первой ступени РН – m_1 ;
2. Количество топлива во второй ступени РН – m_2 ;
3. Закон выведения РН на заданную орбиту – $f(t)$.

Очевидно, что существует множество различных возможных законов выведения РН в заданную точку. При этом каждому закону будет соответствовать свои значения m_1 и m_2 . Таким образом, существует некоторое множество наборов параметров $\{ \{m_{1_1}, m_{2_1}, f_1(t)\}, \{m_{1_2}, m_{2_2}, f_2(t)\}, \dots \{m_{1_n}, m_{2_n}, f_n(t)\} \}$, при которых задача о выведении ПН будет иметь решение. Для получения наибольшей выгоды из этого множества необходимо найти наиболее оптимальные наборы. Критерием оптимальности служит масса выводимой ПН. Следовательно, задача проектирования на данном этапе сводится к определению объема топлива в каждой ступени, а так же к выбору закона управления так, чтобы масса выводимой на опорную орбиту 200 км была наибольшей.

Определение оптимального закона управления при выведении РН в общем случае представляет собой вариационную задачу о нахождении оптимальных по заданному критерию функций $\theta(t)$ – угол тангажа, $\varphi(t)$ – угол крена, $\psi(t)$ – угол рыскания.

Для простоты можно принять следующие допущения:

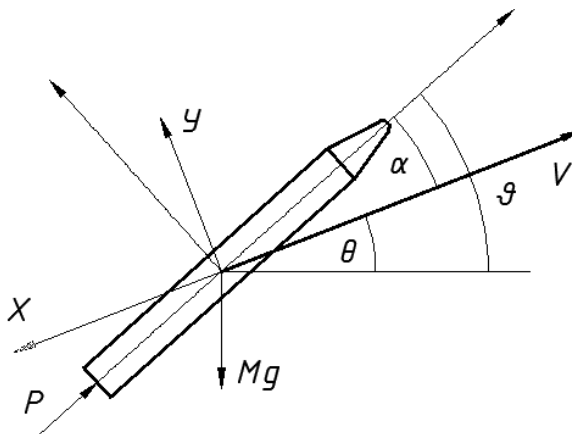
1. РН движется вдоль одной плоскости тангажа, проходящей через точку старта и точку выведения. Движение по курсу и крену отсутствует: $\varphi(t)=0$; $\psi(t)=0$.
2. РН движется с нулевым углом атаки ($\alpha \approx 0$). Это условие объясняется наименьшими аэродинамическими потерями при выведении РН, а так же целесообразным использованием топлива на внеатмосферном участке [4].

Отдельно для атмосферного и внеатмосферного активных участков траектории вариационная задача была решена и были найдены законы изменения угла тангажа для каждого случая в зависимости от ряда параметров. С учетом того, что РН будет десантирована на высоте 10 км, где атмосфера будет являться уже достаточно разреженной, в качестве закона управления можно взять закон изменения угла тангажа $\vartheta(t)$ для внеатмосферного участка траектории с нулевым углом атаки:

$$\operatorname{tg} \vartheta(t) = \operatorname{tg} \vartheta_0 - C_2 t,$$

где ϑ_0 – угол тангажа (наклона траектории) в момент времени $t = 0$; C_2 - известная константа, которая обеспечивает направление тяги в конце активного участка вдоль орбитальной скорости РН, т.е. нулевой угол наклона траектории.

Таким образом, вариационная задача свелась к нахождению одного параметра ϑ_0 .



На рисунке показаны силы, приложенные к РН в процессе полета. Спроектируем силы на касательную к траектории ось поточной системы координат и учтем, что $\alpha \approx 0$ и что $Y \approx 0$ (подъемная сила Y , аэродинамические рули управления, и другие управляющие устройства поддерживают заданный закон изменения угла тангажа и явно в уравнения движения не входят). Получим основные уравнения движения РН:

$$(1) \quad \begin{aligned} M(t)V'(t) &= P[H(t)] - X[H(t), V(t)] - M(t)g \sin \theta(t) \\ H'(t) &= V(t) \sin \theta(t) \end{aligned}$$

где $M(t)$ - закон изменения массы РН; $H(t)$ - высота; $V(t)$ - скорость; $P[H(t)]$ - тяга двигателя; $X[H(t), V(t)]$ - сила лобового сопротивления, g - ускорение свободного падения.

Решение дифференциальных уравнений движения РН в таком виде представляют собой краевую задачу, где известны начальные условия (параметры в точке старта) и конечные условия (параметры орбиты выведения). Для решения такой краевой задачи был использован метод перебора параметров. Для различных

допустимых комбинации $\{m1, m2, \vartheta_0\}$ численно решалась система уравнений (1) для двух ступеней и определялись параметры точки ожидаемого выведения ПН. Если высота и орбитальная скорость в точке выведения попадали, соответственно, в поля допусков $200 \text{ км} \pm \Delta H$ и $7422 \text{ м/с} \pm \Delta V$, то набор параметров $\{m1, m2, \vartheta_0\}$ считается «удачным».

Перебор значений $\{m1, m2, \vartheta_0\}$ происходил с некоторым шагом по каждому из параметров по отдельности $m1, m2$ и ϑ_0 . Таким образом, в конце процедуры перебора формируется множество «удачных» параметров, при которых задача имеет решение. Путем элементарных вычислений определяется масса выводимой полезной нагрузки для каждого случая. В итоге находится множество оптимальных наборов

$$P_{opt} = \{\{m1_{opt1}, m2_{opt1}, \vartheta_{0opt1}\}, \{m1_{opt2}, m2_{opt2}, \vartheta_{0opt2}\}, \dots, \{m1_{optN}, m2_{optN}, \vartheta_{0optN}\}\},$$

при которых РН выводит на круговую орбиту высотой 200 км полезную нагрузку максимальной массы.

Одной из особенностей данного проекта является то, что первая ступень предполагается быть многоразовой и возвращаемой. После отделения она совершает торможение в атмосфере до определенной скорости, затем раскрываются крылья, с помощью которых ступень осуществляет дальнейшее торможение, и совершает посадку «по-самолетному» на аэродром. При торможении в плотных слоях атмосферы возвращаемая ступень (ВС) подвергается значительному нагреву. Безусловно, для сопротивления большим тепловым нагрузкам, потребуются теплозащитное покрытие (ТЗП), которое должно выдерживать также большие аэродинамические нагрузки и быть многоразовым.

Проверка возможности реализации многоразовой ступени РН в составе АКСВС также является одной из первичных задач проектирования. Для ее решения требуется определить режимы спуска и величины аэродинамических и температурных нагрузок для проектирования теплозащиты.

Очевидно, что чем ниже уровень тепловой нагрузки удастся обеспечить при спуске, тем меньше требований придется предъявлять к теплозащите аппарата. Поэтому целесообразно проверить величину нагрева поверхности ВС при реализации каждого набора параметров $\{m1_{optK}, m2_{optK}, \vartheta_{0optK}\}$ из множества оптимальных наборов P_{opt} и выбрать наиболее удачный вариант, который будет являться оптимальным по температурному критерию.

Участок спуска делится на два этапа: первый этап – неуправляемый спуск ВС со сложенными крыльями, второй этап – управляемый спуск с качеством с разложенными крыльями. Динамика движения ВС в атмосфере определяется системой дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} (2) \quad & M_{BC} V_{BC}'(t) = -X[H_{BC}(t), V_{BC}(t)] - M_{BC} g \sin \theta_{BC}(t) \\ & M_{BC} V_{BC}(t) \theta_{BC}'(t) = Y[H_{BC}(t), V_{BC}(t)] - M_{BC} g \cos \theta_{BC}(t), \\ & H_{BC}'(t) = V_{BC}(t) \sin \theta_{BC}(t) \end{aligned}$$

Где M_{BC} - масса ВС; $H_{BC}(t), V_{BC}(t)$ высота и скорость ВС; $\theta_{BC}(t)$ - угол наклона траектории спуска; X, Y - лобовое сопротивление и подъемная сила ВС.

Система (2) отличается от (1) тем, что для ВС учитывается подъемная сила, которая была принята равной нулю для активного участка выведения РН. Аэродинамические силы зависят от высоты и скорости, а так же от аэродинамических характеристик ВС. Поскольку уравнения движения для обоих этапов спуска одинаковы, раскрытие крыльев учитывается изменением в

определенный момент времени t_w аэродинамических коэффициентов C_x и C_y . Время раскрытия t_w определяется из численного эксперимента, чтобы обеспечить момент раскрытия крыльев в зоне наименьших аэродинамических нагрузок (набегающего потока).

Аэродинамические коэффициенты были определены с помощью численного моделирования сверхзвукового обтекания модели ВС со сложенными и разложенными крыльями для разных углов атаки.

Для определения тепловых нагрузок на ВС при торможении в атмосфере можно воспользоваться приближенной формулой, определяющей удельный тепловой поток в точке полного торможения на сферическом затуплении при очень больших сверхзвуковых скоростях [3,5]

$$q_0 = q_{0cф} = \frac{1,3 \cdot 10^8}{\sqrt{R_T}} \sqrt{\frac{\rho_{\infty H}}{\rho_{\infty 3}}} \left(\frac{V_{\infty H}}{V_C} \right)^{3,25} \left(1 - \frac{i_{CT}}{i_r} \right),$$

где R_T - радиус сферической поверхности затупления; $\rho_{\infty H}$ - плотность атмосферы на высоте H ; $\rho_{\infty 3}$ - плотность атмосферы на поверхности Земли; $V_{\infty H}$ - скорость обтекания на высоте H ; $V_C = 7,93$ м/с - первая космическая скорость; i_{CT} - энтальпия на стенке; i_r - энтальпия восстановления.

Ожидается, что температура на поверхности ВС не будет превышать 1500 К, а в данном случае можно принять обтекающий воздух калорически совершенным, т.е.

$$i_{CT} = C_p T_{CT},$$

где C_p - удельная теплоемкость воздуха при постоянном давлении, которую можно принять постоянной и равной 1006 Дж/(кг*К).

Энтальпия восстановления

$$i_r = i_a + rV^2 / 2$$

где i_a - энтальпия атмосферы; r - коэффициент восстановления, который, в качестве первого приближения, можно принять равным 0,83 [1].

Принимая, что тепловая энергия отдается лишь излучением поверхности теплозащиты в окружающее пространство, можно составить уравнение теплового баланса

$$(3) \quad q_0 = q_{рад} = \varepsilon \sigma T_e^4,$$

где ε - степень черноты ТЗП; σ - константа Больцмана; $T_e = T_{CT}$ - равновесная радиационная температура стенки.

Для найденной функции скорости спуска ВС $V(t)$ из решения системы (2), решая уравнение теплового баланса (3), получим закон изменения равновесной температуры стенки $T_e(t)$.

Каждый набор трех параметров $\{m1_{optK}, m2_{optK}, \vartheta_{0optK}\}$ из множества оптимальных наборов P_{opt} определяет свой индивидуальный режим полета. Для каждого из них определено свое время разделения ступеней. Это время и определяет высоту и начальную скорость, с которой первая ступень (ВС) начнет свое торможение в атмосфере. Таким образом, решение задачи выведения дает начальные условия для задачи спуска:

$$H_{BC}(t_0) = H(t_{разд})$$

$$V_{BC}(t_0) = V(t_{разд}) ,$$

$$\theta_{BC}(t_0) = -\theta(t_{разд})$$

где t_0 - начало расчета спуска; $t_{разд}$ - время разделения ступеней.

Решая задачу спуска для каждого оптимального набора параметров $\{m1_{optK}, m2_{optK}, \vartheta_{0optK}\}$, определяется функция изменения равновесной температуры стенки. Найдя максимум функции $T_e(t)$ в каждом случае, можно сделать вывод о наиболее удачном наборе основных проектных параметров, при котором температура нагрева корпуса ВС будет наименьшей.

В результате данной работы на основании баллистических расчетов выведения РН в составе АКСВС, а так же спуска ВС, был сделан и обоснован выбор основных проектных параметров: массы топлива в первой ступени, массы топлива во второй ступени и начального угла тангажа старта РН. Были посчитаны их численные значения: $m1 = 52$ т; $m2 = 27$ т; $\vartheta_0 = 26^\circ$. Для 100-тонной ракеты наибольшая достигаемая масса выводимой полезной нагрузки составляет 5000 кг для опорной орбиты высотой 200 км.

Полученный набор параметров в рамках принятых допущений является наиболее оптимальным с точки зрения наибольшей массы выводимой ПН, а так же наименьшего нагрева при спуске возвращаемой ступени.

Литература

1. Аэродинамика. / Под ред. В.Т. Калугина. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2010. – 687 с.
2. Короткий С.А. Анализ проектных параметров аэроупругой динамики старта аэрокосмической системы из самолета носителя с учетом интенсивного вихреобразования: Дис. ... канд. тех. наук. Москва. 2010. – 121 с.
3. Краснов Н.Ф. Аэродинамика Часть II. М.: «Высшая школа», 1980. – 417 с.
4. Мишин В.П., Безвербый В.К., Панкратов Б.М, Шеверов Д.Н. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.
5. Панкратов Б.М. Спускаемые аппараты. М.: Машиностроение, 1984. – 232 с.