

Министерство образования и науки Российской Федерации
Балтийский государственный технический университет «Военмех»
Кафедра Процессов управления

А.С. ШАЛЫГИН, В.А. САННИКОВ, И.Л.ПЕТРОВА

Навигация и наведение космических аппаратов

Учебное пособие

Санкт-Петербург
2008

УДК

Шалыгин, А.С.

Навигация и наведение космических аппаратов: учебное пособие. /А.С.

Шалыгин, В.А. Санников, И.Л. Петрова; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2008. - __
с.

Пособие содержит систематизированное изложение теоретических основ динамики и навигации космических аппаратов, приводятся решения задач космической динамики.

Рассмотрены история разработки, создания, основные принципы работы конкретных видов спутниковых навигационных систем, их применение в мирных и военных целях.

Пособие предназначено для студентов технических вузов, курсантов военных университетов и академий, обучающихся по специальностям, связанным с баллистикой, динамикой и навигацией космических аппаратов.

*Утверждено
редакционно-издательским
советом университета*

© Авторы, 2008
© БГТУ, 2008

ВВЕДЕНИЕ

Космическая деятельность в последние десятилетия заняла особое место в развитии человечества [14].

Применительно к этой сфере деятельности сформировались устойчивые мировые тенденции, основными из которых являются:

- рост активности космической деятельности во многих странах мира, приобщение все большего числа государств к космическому сообществу;
- существенное возрастание роли и значения космической деятельности в решении различными странами мира и военно-политическими блоками широкого спектра жизненно важных задач в политической, военно-стратегической, экономической, социальной, научной, культурной и других сферах;
- усиление влияния космического потенциала на поддержание стратегической стабильности и на соотношение сил в мире, на ход и исход войн и вооруженных конфликтов.

Активную космическую деятельность сегодня ведут более 20 процентов государств мира, а результатами этой деятельности пользуются более 85 процентов стран мирового сообщества.

Космическая деятельность во многих странах определена как один из высших национальных приоритетов.

Следует отметить, что в настоящее время только США и Россия имеют космический потенциал, обеспечивающий осуществление полностью самостоятельной космической деятельности.

Космическая деятельность Российской Федерации регламентируется системой нормативных и правовых актов, основой которых является Федеральный закон «О космической деятельности».

Особое значение имеет использование космической техники и вооружений для обеспечения действий вооруженных сил.

В настоящее время космос, так же как суша, море и воздушное пространство, рассматривается как сфера, освоение которой в военном отношении способно внести значительный, а зачастую и решающий вклад в ход и исход войн и вооруженных конфликтов.

Космические системы способны обеспечить глобальное и непрерывное решение задач разведки и целеуказаний, связи и боевого управления, предупреждения о ракетном нападении, навигационного, картографического, геофизического и других видов обеспечения.

Значительная часть существующих и подавляющее большинство перспективных видов вооружения и военной техники ориентированы на использование информации, получаемой или передаваемой космическими средствами. Анализ применения космических средств в ходе военных конфликтов последнего времени (Ирак, Югославия и др.) позволяет сделать вывод об активизации их применения для обеспечения боевых действий не только на стратегическом, но и тактическом уровнях.

Мировой и отечественный опыт показывает, что использование космических систем способно в 1,5 – 2 раза повысить эффективность ведения боевых действий и специальных операций.

Необходимо отметить, что развитие отечественных космических средств, начиная с 90-х годов, сталкивается со значительными трудностями. Недостаточное финансирование серийных поставок и затягивание сроков выполнения ОКР привели к некоторому ослаблению орбитальной группировки отечественных военно-космических средств. До конца не преодолены последствия развала СССР. Значительная часть производства ракет-носителей, систем управления, прицеливания и других комплектующих размещалась в нынешних странах СНГ, космодром Байконур находится на территории Казахстана.

Однако, несмотря на отмеченные трудности, Россия по-прежнему сохраняет статус великой космической державы.

Космическая деятельность остается одним из высших государственных приоритетов России.

1 СПУСК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ОРБИТЫ В АТМОСФЕРЕ ПЛАНЕТЫ

Спуск космического аппарата на поверхность Земли или другой планеты является заключительным этапом космического полета. Космический аппарат, спускающийся с орбиты и приближающийся к атмосфере планеты, обладает большим запасом кинетической энергии. Расчеты показывают, что только кинетическая энергия составляет около 10^9 Дж на каждый килограмм массы КА, находящегося на орбите ИСЗ. Наибольшие трудности, связанные с осуществлением спуска КА в атмосфере, обусловлены большими аэродинамическими нагрузками, действующими на конструкцию КА, а также интенсивным нагреванием поверхности КА. Для ориентировочной оценки степени воздействия перегрузки часто ограничиваются одним критерием – максимальной перегрузкой, достигаемой на траектории входа в атмосферу. При этом в большинстве случаев в качестве предела выносливости человека принимается значение максимальной перегрузки от 5 до 15 единиц. Тепловые потоки, поступающие на поверхность КА могут достигать значений порядка 10^2 – 10^4 ккал/м² с. Наконец, весьма актуальной является задача обеспечения посадки КА в заданный район поверхности Земли или другой планеты. Летательные аппараты, осуществляющие вход в атмосферу, составляют довольно широкий класс. Сюда, в первую очередь, относятся гиперзвуковые планеры и искусственные спутники. Скорость входа в атмосферу таких аппаратов не превышает круговой скорости. Наиболее трудными задачами являются: обеспечение входа в атмосферу и обеспечение безопасной посадки межпланетных или лунных КА. Скорость входа в атмосферу этих аппаратов близка к параболической скорости или превышает ее.

1.1 Спуск КА с орбиты спутника Земли

По характеру формирования траектории все режимы спуска можно разделить на три большие группы.

1. Баллистический спуск.
2. Спуск с постоянным аэродинамическим качеством.
3. Управляемый спуск.

Чтобы начать спуск КА с орбиты необходимо, прежде всего, уменьшить скорость его движения на орбите. Это достигается приложением к нему реактивного импульса, направленного в сторону, обратную направлению движения по орбите. После сообщения импульса КА начнет снижаться.

При баллистическом спуске аэродинамическое качество КА равно нулю. При его выполнении не требуется управлять полетом (кроме участка реактивного торможения для схода с орбиты и в случае выполнения мягкой посадки). Однако расчетные перегрузки и нагрев аппарата при реализации этого способа оказываются высокими. Применением специальных «воздушных тормозов», позволяющих начинать торможение на больших высотах, можно существенно снизить продольные перегрузки. Простота баллистического спуска предопределила его применение при первых запусках КА с человеком на борту и для аппаратов без людей (в частности, для капсул, доставляющих на Землю специальную научную информацию со спутника). При баллистическом спуске разброс точек посадки относительно расчетной может достигать нескольких сотен километров, в зависимости от разброса начальных параметров входа и параметров атмосферы.

При планирующем спуске можно обеспечить меньшие перегрузки и нагрев КА, чем при баллистическом за счет подъемной силы, т.к. подъемная сила в этом случае оказывает гораздо большее влияние на вид траектории полета, чем сила лобового сопротивления. Вместе с тем, из-за большой сложности учета влияния подъемной силы, траектория планирующего спуска может быть рассчитана менее точно, чем траектория баллистического. Но при

планирующем спуске неточности в расчете траектории компенсируются значительно большими возможностями управления полетом.

Управляемый спуск предполагает изменение аэродинамического качества КА в процессе полета. По характеру управления режимы спуска можно разделить на следующие группы:

- 1) управление в процессе спуска углом атаки аппарата (α -управление);
- 2) управление в процессе спуска углом крена (γ -управление);
- 3) комбинированное управление ($\alpha - \gamma$ -управление).

Наиболее простым с точки зрения организации управления является управление углом крена, так называемое управление эффективным аэродинамическим качеством. Поясним механику этого способа управления. Сместим центр тяжести спускаемого аппарата (СА) вверх от оси симметрии (рис. 1.1: γ -управление). Тогда спуск такого аппарата будет происходить с некоторым балансировочным углом атаки $\alpha = \alpha_\delta \neq 0$, т.к. появляется момент относительно центра тяжести от силы лобового сопротивления, который будет уравниваться моментом от подъемной силы (рис. 1.1). Для удержания аппарата в полете на угле α_δ не требуется специального реактивного управления (реактивное управление для стабилизации $\alpha = \alpha_\delta$ необходимо для парирования разного рода возмущений). Вращая аппарат по углу крена γ , можно изменять проекцию подъемной силы на вертикальную плоскость симметрии ЛА (вектор подъемной силы всегда лежит в одной плоскости, проходящей через центр масс и центр давления): $Y_A = Y_\delta \cos \gamma$; $Y_T = Y_\delta \sin \gamma$.

В силу того, что СА практически статически нейтрален при вращении относительно оси «ц.м.-ц.д.», реактивная сила для разворота и удержания аппарата на некотором угле γ очень мала и величина реактивного момента определяется в основном возможной величиной момента сопротивления с коэффициентом m_{x10} , возникающего из-за технологической несимметричности СА и т.д. В этом заключается большое достоинство γ -управления. Однако

γ -управление имеет ряд существенных недостатков, в частности, наличие бокового ухода и необходимость его компенсации путем изменения знака угла крена, невозможность одновременного управления продольной и боковой дальностью и т.д. В связи с этим, более перспективными следует считать двухканальные системы управления, основанные на изменении угла атаки и угла крена СА ($\alpha - \gamma$ -управления).

Рассмотрим энергетически оптимальную схему спуска СА с орбиты ИСЗ (рис. 1.2. 1 – орбита ИСЗ, 2 – траектория СА, 3 – местный горизонт, 4 – угловая граница атмосферы).

После ориентации КА на орбите (связанные оси КА занимают определенное положение в пространстве) путем кратковременного включения тормозной двигательной установки СА направляется к плотным слоям атмосферы – внеатмосферный участок полета (СВ на рис. 1.2) до высоты порядка 100 км.

Затем следует снижение, и аэродинамическое торможение в плотных слоях атмосферы (участок ВМ на рис. 1.2) до высоты порядка 10 км.

И, наконец, завершающий участок спуска – участок мягкой посадки (участок МП рис. 1.2) соответствует высотам $10 \div 0$ км. На этом участке вводится в действие парашютная система. Для смягчения удара о Землю могут использоваться тормозные пороховые двигатели.

Приступим к баллистическому анализу каждого из этих участков.

1.1.1 Внеатмосферный участок спуска КА с орбиты спутника Земли

Наиболее широко распространенным в настоящее время способом перевода КА на траекторию спуска является способ приложения тормозного импульса. Путем включения тормозной двигательной установки (ТДУ) величина орбитальной скорости КА уменьшается до таких значений, чтобы перицентр новой орбиты проходил ниже границ плотных слоев атмосферы. Этот способ является наиболее просто реализуемым и приемлемым с энергетической точки зрения: максимально необходимое уменьшение

орбитальной скорости КА не превышает 1–2 % от исходного значения (что в пересчете на массу топлива не превосходит нескольких процентов от массы КА на орбите).

Организационно-технически перевод КА с околоземной орбиты на траекторию снижения осуществляют следующим образом: выбирают, так называемый, посадочный виток, проходящий через заданный район посадки; вычисляют время включения и общее время работы ТДУ; осуществляется ориентация КА на орбите и стабилизация его положения; в требуемое время включается ТДУ, которая работает строго определенное время. В результате скорость КА меняется по величине и направлению и КА начинает двигаться по новой траектории. Как правило, при проведении проекторочных расчетов временем работы ТДУ можно пренебречь и считать, что тормозной импульс прикладывается мгновенно. Схематически спуск КА с орбиты ИСЗ показан на рис. 1.2, отражающем на практике одноимпульсный сход с орбиты. Положение вектора \bar{u}_T (тормозной импульс) относительно исходного вектора скорости КА на орбите \bar{V}_C определяется углом ψ : $\psi = \varepsilon - \theta_C$, причем угол θ_C (угол наклона вектора \bar{V}_C к линии местного горизонта в точке приложения тормозного импульса) должен быть с соответствующим знаком (на рис. 1.2 $\theta_C < 0$, так что $|\psi| = |\varepsilon| + |\theta_C|$).

Вектор скорости КА $\bar{V}_{Cп}$ и угол наклона вектора скорости после подачи тормозного импульса $\theta_{Cп}$ можно определить из соотношений (рис. 1.2):

$$\bar{V}_{Cп} = \bar{V}_C + \bar{u}_T; V_{Cп} = \sqrt{V_C^2 + u_T^2 - 2V_C u_T \cos \psi}; \quad (1.1)$$

$$\theta_{Cп} = \theta_C + \Delta \theta_{Cп}; \cos \Delta \theta_{Cп} = \frac{V_C - u_T \cos \psi}{V_{Cп}}. \quad (1.2)$$

Если принять, что $u_T / V_C \ll 1$, то приближенно получим $V_{Cп} = V_C - u_T \cos \psi$. Траектория СВ (рис. 1.2) является переходным эллипсом. Если известны величины скорости $\bar{V}_{Cп}$ и ее направление $\theta_{Cп}$, то используя интегралы энергии и площадей, можно определить начальные условия входа в плотные слои атмосферы, т.е. скорость $V_{вх}$ и угол $\theta_{вх}$. Имеем (в точке В рис. 1.2):

$$V_{C\Pi}^2 - \frac{2\mu}{r_C} = V_{Bx}^2 - \frac{2\mu}{r_B} = H; \quad r_C V_{C\Pi} \cos \theta_{C\Pi} = r_B V_{Bx} \cos \theta_{Bx}. \quad (1.3)$$

Отсюда находим:

$$V_{Bx} = \sqrt{V_{C\Pi}^2 + 2\mu \left(\frac{1}{r_B} - \frac{1}{r_C} \right)}; \quad (1.4)$$

$$\cos \theta_{Bx} = \frac{V_{C\Pi} r_C \cos \theta_{C\Pi}}{V_{Bx} r_B}. \quad (1.5)$$

Определим фокальный параметр "p" и эксцентриситет переходного эллипса "e":

$$p = \frac{h^2}{\mu} = \frac{r_B^2 V_{Bx}^2 \cos^2 \theta_{Bx}}{\mu}, \quad (1.6)$$

$$e = \sqrt{1 - \frac{p}{a}},$$

$$a = \frac{\mu r_B}{2\mu - r_B V_{Bx}^2}, \quad (1.7)$$

где a – большая полуось эллипса.

Аргумент широты точки входа в плотные слои атмосферы определяется следующим образом:

$$u_{Bx} = \omega_{\Pi} + \mathcal{G}_{Bx},$$

где ω_{Π} – аргумент перицентра переходного эллипса, \mathcal{G}_{Bx} – истинная аномалия точки входа (т. В рис. 1.2).

В то же время для точки "C" (начальной точки переходного эллипса) можем записать:

$$u_C = \omega_{\Pi} + \mathcal{G}_C.$$

Таким образом,

$$u_{Bx} = u_C - \mathcal{G}_C + \mathcal{G}_{Bx}, \quad (1.8)$$

причем $\cos \mathcal{G}_{Bx} = \frac{p - r_B}{er_B}$; $\cos \mathcal{G}_C = \frac{p - r_C}{er_C} = \frac{r_C V_{C\Pi}^2 \cos^2 \theta_{C\Pi} - \mu}{\mu e}$.

Аргумент широты точки "C" задан. Он находится с использованием формул сферической тригонометрии (см. рис. 6.5 [12]): $\sin u_C = \sin \varphi'_C / \sin i$, где

φ'_N – геоцентрическая широта точки включения ТДУ, i – наклонение исходной орбиты ИСЗ.

В процессе баллистико-навигационного обеспечения спуска КА возникает ряд задач, связанных с определением положения точки включения ТДУ, величины u_T и направления ψ (или ε) тормозной скорости. При этом могут быть поставлены задачи минимизации затрат топлива на торможение (т.е. $\min u_T$ или угловой дальности спуска φ) (рис. 1.2), максимизации модуля угла входа в атмосферу ($\max |\theta_{\text{вх}}|$) и т.д.

Задача формулируется следующим образом: для заданного положения КА на орбите (при известных r_C, θ_C, V_C) и при фиксированной величине тормозной скорости u_T необходимо определить оптимальное значение угла ψ (или ε), при котором угол входа $|\theta_{\text{вх}}|$ (см. (1.5)) был бы максимальным. Решение задачи, приведенное в работе [10], зависит от комбинации r_C, V_N, u_δ . Рассмотрим основные результаты этого решения.

Введем следующие обозначения:

$$\tilde{r} = \frac{r_C}{r_B}; \quad \tilde{u}_T = \frac{u_T}{V_C}; \quad \tilde{\eta} = \frac{\eta}{V_C^2}, \quad (1.9)$$

где $\eta = 2\mu \left(\frac{1}{r_B} - \frac{1}{r_C} \right)$.

Из (1.9) следует, что $\tilde{\eta} > 0$ (при $\tilde{\eta} = 0$ задача спуска вырождается, т.к. при этом $r_C = r_B$).

При $\tilde{\eta} \geq 0,25$ решение задачи единственное:

$$\psi = 0. \quad (1.10)$$

Параметры входа ($V_{\text{вх}}, \theta_{\text{вх}}$) в этом случае определяются по формулам:

$$V_{\text{вх}} = V_C \sqrt{(1 - \tilde{u}_T)^2 + \tilde{\eta}}; \quad \theta_{\text{вх}} = \arccos \frac{\tilde{r}(1 - \tilde{u}_T)}{\sqrt{(1 - \tilde{u}_T)^2 + \tilde{\eta}}}. \quad (1.11)$$

В диапазоне $0 < \tilde{\eta} < 0,25$ возможны два решения, выбор любого из которых определяется значением \tilde{u}_T . В этом случае вычисляются следующие константы: $C_1 = 0,5 - \sqrt{0,25 - \tilde{\eta}}$; $C_2 = 0,5 + \sqrt{0,25 - \tilde{\eta}}$. Если выполняется любое из условий $\tilde{u}_T \leq C_1$

или $\tilde{u}_T \geq C_2$, то решением является $\psi = 0$ и параметры входа $(V_{\text{вх}}, \theta_{\text{вх}})$ определяются зависимостями (1.11). При выполнении неравенства $C_1 < \tilde{u}_T < C_2$, направление тормозной скорости \tilde{u}_T (угол ψ) определяется так:

$$\psi = \arccos \frac{\tilde{u}_T^2 + \eta}{u_T}. \quad (1.12)$$

Параметры входа $(V_{\text{вх}}, \theta_{\text{вх}})$ в этом случае вычисляются согласно зависимостям:

$$V_{\text{вх}} = V_C \sqrt{1 - \tilde{u}_T^2 - \tilde{\eta}}; \quad \theta_{\text{вх}} = \arccos(\tilde{r} \sqrt{1 - \tilde{u}_T - \tilde{\eta}}). \quad (1.13)$$

Анализ полученных решений (1.10), (1.12) показывает, что нулевой угол ψ характерен для тех исходных орбит движения КА, для которых выполняется условие $\tilde{\eta} \geq 0.25$ (при любой величине \tilde{u}_T). В диапазоне значений $0 < \tilde{\eta} < 0.25$ ориентация ТДУ может быть как нулевой, так и не нулевой, – все зависит от величины \tilde{u}_T и значений констант C_1 и C_2 .

В заключение отметим, что выбором величины и направления вектора скорости \bar{u}_0 , а также времени включения ТДУ можно обеспечить любые требуемые условия входа в плотные слои атмосферы. Это позволяет исследовать участок аэродинамического торможения независимо от внеатмосферного участка, формируя требования и определяя наилучшие значения начальных условий входа, которые при необходимости могут быть реализованы на внеатмосферном участке спуска.

1.1.2. Участок аэродинамического торможения

На участке движения в плотных слоях атмосферы происходит практически полное гашение энергии (более 99 %), и КА подвергается мощному динамическому и тепловому воздействию. Для правильного понимания физической картины процесса и в целях получения достаточно строгих для практики результатов, при анализе необходимо учитывать пространственное движение КА как тела переменной массы со всеми степенями свободы, нестационарное обтекание КА и изменение

аэродинамических характеристик, характер теплового нагружения и возможность численной оценки теплотоков, прочность конструкции аппарата и управление СА на траектории снижения в условиях реально действующих атмосферных возмущений и т.д. Решение всех возникающих задач в полной совокупности не представляется возможным как в силу исключительных трудностей математического характера, так и из-за отсутствия достаточно полных и строгих математических моделей. Поэтому в настоящее время каждое из перечисленных направлений изучается самостоятельно в рамках и методами соответствующего научного направления.

Приближенные уравнения движения СА на атмосферном участке

При приближенных количественных и качественных исследованиях с целью выявления основных закономерностей целесообразно пользоваться системой упрощенных уравнений СА, полученных при ряде допущений. К этим допущениям относятся:

- 1) планета (Земля) имеет идеальную сферическую форму;
- 2) поле тяготения является центральным;
- 3) экваториальная скорость вращения планеты и окружающей ее атмосферы мала по сравнению со скоростью аппарата;
- 4) высота, на которой начинается основной участок траектории входа в атмосферу, мала по сравнению с радиусом планеты (Земли);
- 5) температура атмосферы постоянна, откуда следует экспоненциальная зависимость плотности от высоты;
- 6) рассматривается плоское движение;
- 7) движение относительно центра масс не учитывается.

Допущение 5 для атмосферы Земли не является достаточно обоснованным (см. рис. 5.5 [12]), так как даже в диапазоне высот от 20 до 80 км значения температуры колеблются в пределах $\pm 20\%$. Введение этого допущения может в отдельных случаях вносить погрешность порядка $\pm 20\%$ в

определение максимальной перегрузки, однако эта погрешность может быть скорректирована.

С учетом только допущений 1 и 2, система дифференциальных уравнений движения в скоростной системе координат запишется следующим образом:

$$\begin{aligned}
 1) \frac{dV}{dt} &= -\frac{C_x(M)S_i \rho(h)V^2}{2m} - g(h) \sin \theta; \\
 2) \frac{d\theta}{dt} &= \frac{C_y(M)S_i \rho(h)V^2}{2m} \cos \gamma - \cos \theta \left(\frac{g(h)}{V} - \frac{V}{R_C + h} \right); \\
 3) \frac{dh}{dt} &= V \sin \theta; \\
 4) \frac{dL}{dt} &= \frac{VR_C \cos \theta}{R_C + h},
 \end{aligned} \tag{1.14}$$

где $L = R_3 \Phi$; $\frac{d\Phi}{dt} = \frac{V \cos \theta}{R_3 + h}$ (рис. 1.2).

Проекции перегрузок на оси скоростной системы координат:

$$\begin{aligned}
 n_x &= \frac{X}{G} = \frac{C_x S_i \rho V^2}{2G} = \frac{bq}{g}; \quad b = \frac{C_x S_i}{m}; \quad q = \frac{\rho V^2}{2}; \\
 n_y &= \frac{Y}{G} = \frac{C_y S_i \rho V^2}{2G} = \frac{Kbq}{g}; \quad K = \frac{C_y}{C_x}.
 \end{aligned} \tag{1.15}$$

Полная перегрузка

$$n = \sqrt{n_x^2 + n_y^2} = n_x \sqrt{1 + K^2}.$$

В работах [11] и [15] дается приближенное аналитическое решение уравнений (1.14) применительно к атмосфере любой планеты для баллистических и планирующих СА при различных углах входа. Поскольку система (1.14) является упрощенной, то и полученные в указанных работах аналитические решения ограничиваются относительно узкими рамками применения к задачам спуска в атмосфере. Спуск КА с постоянным значением коэффициента аэродинамического качества требует переменных углов наклона траектории. Большие по модулю углы наклона приводят к большим тепловым потокам, но к меньшему суммарному количеству подведенного тепла за счет уменьшения времени спуска. Малые углы наклона дают обратный эффект. Траектории при переменном аэродинамическом качестве могут быть построены

таким образом, что максимальные перегрузки аппарата, его нагрев и т.д. поддерживаются в допустимых пределах.

Управление качеством КА может быть введено для обеспечения следующих режимов спуска:

- 1) полет с постоянным торможением или с постоянным скоростным напором;
- 2) полет с постоянным углом наклона траектории;
- 3) полет с постоянным тепловым потоком в критической точке или полет с постоянной средней температурой в критической точке теплоизолированной стенки;
- 4) полет с постоянной скоростью спуска.

Анализ типовых режимов спуска СА в атмосфере

Из системы (1.14) следует, что на параметры траектории могут влиять только два параметра – коэффициент аэродинамического качества $K = \frac{C_y}{C_x}$ и баллистический параметр $b = \frac{C_x S_M}{m}$. Как правило, в качестве управляющего параметра выбирается коэффициент аэродинамического качества СА. Для расчета траекторий управляемого спуска необходимо к системе (1.14) добавить уравнение управления, которое представляет собой закон изменения аэродинамического качества СА. Если аэродинамическое качество равно нулю, то такой спуск называется баллистическим, а аппараты, которые реализуют такой спуск, – аппаратами баллистического спуска. Примерами подобного типа аппаратов являются КА «Восток», «Восход», «Джемини». Если аэродинамическое качество в процессе спуска не равно нулю, то спуск называется планирующим, а аппараты, которые реализуют такой спуск, называются аппаратами планирующего спуска. Примерами таких аппаратов являются КА «Союз», «Аполлон», орбитальная ступень многоразовой транспортной системы «Спейс Шаттл».

Реальные траектории спуска часто могут быть представлены в виде сочетания отдельных участков, на каждом из которых управление либо отсутствует, либо осуществляется таким образом, чтобы выдержать неизменными какие-либо параметры движения аппарата в процессе спуска. Перейдем к рассмотрению отдельных режимов спуска.

1.1.3 Баллистический спуск

Для случая баллистического спуска КА $C_y = 0$ (а в общем случае и $C_z = 0$). Такой способ снижения обладает тем преимуществом, что не требует стабилизации движения аппарата относительно центра масс.

Для исследования особенностей движения, кроме указанных выше, примем следующие допущения:

1) угол наклона траектории достаточно мал, т.е. $\sin \theta \approx \theta$; $\cos \theta \approx 1$;

2) проекция вектора ускорения свободного падения на касательную к траектории, мала по сравнению с ускорением от силы лобового сопротивления.

Для этих и ранее принятых допущений удастся получить аналитическое решение системы (1.14).

Первое уравнение этой системы можно при указанных допущениях записать в виде:

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{C_x \rho V^2 S_M}{2m}; \quad \rho = \rho_0 e^{-\beta h}. \quad (1.16)$$

Далее можно принять:

$$\theta \approx \theta_{\text{вх}} = \text{const}, \quad (1.17)$$

(что справедливо, по крайней мере, до достижения пика перегрузки n_x).

С учетом (1.17) третье уравнение системы (1.14) можно записать в виде:

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \theta_{\text{вх}} = V \theta_{\text{вх}}. \quad (1.18)$$

Исключая время из уравнений (1.16) и (1.18), получим

$$\frac{dV}{dh} = -C_x \frac{S_{\text{вх}} \rho_0 e^{-\beta h} V}{2m \theta_{\text{вх}}} \quad \text{или} \quad \frac{dV}{V} = -C_x \frac{S_M \rho_0 e^{-\beta h}}{2m \theta_{\text{вх}}} dh \quad (1.19)$$

Интегрируя (1.19), получим

$$V = V_{\text{вх}} \exp \left[\frac{C_x S_M (\rho - \rho_{\text{вх}})}{2m \beta \theta_{\text{вх}}} \right], \quad (1.20)$$

где $\rho_{\text{вх}} = \rho_0 e^{-\beta h_{\text{вх}}}$.

Продольная перегрузка в соответствии с (1.15) и при условии $g \approx g_0$:

$$n_x = \frac{C_x S_M}{2mg_0} \rho V^2. \quad (1.21)$$

Очевидно, $n_x = \max$ при $q = \frac{\rho V^2}{2} = \max$.

Используя (1.20), получаем:

$$q = \frac{1}{2} V_{\text{вх}}^2 \exp \left[\frac{C_x S_M (\rho - \rho_{\text{вх}})}{m \beta \theta_{\text{вх}}} \right]. \quad (1.22)$$

Из условия экстремума (1.22) получим:

$$\rho |_{q=q_{\text{max}}} = -\frac{m \beta \theta_{\text{вх}}}{C_x S_M}. \quad (1.23)$$

Подставив (1.23) в (1.20), получим значение текущей скорости КА в момент достижения максимальной перегрузки $V(n_{x \text{ max}})$:

$$V(n_{x \text{ max}}) = V_{\text{вх}} \exp \left[-\left(\frac{1}{2} + \frac{C_x S_M \rho_{\text{вх}}}{2m \beta \theta_{\text{вх}}} \right) \right]. \quad (1.24)$$

Используя (1.21) и (1.24) находим величину $n_{x \text{ max}}$:

$$n_{x \text{ max}} = -\frac{\beta \theta_{\text{вх}}}{2g_0} V_{\text{вх}} \exp \left[-\left(1 + \frac{C_x S_M \rho_{\text{вх}}}{m \beta \theta_{\text{вх}}} \right) \right]. \quad (1.25)$$

Более простые формулы приводятся в работе [12]. Эти формулы получены на основе приближенного решения системы (1.14), при этом принимается $\rho_{\text{вх}} \approx 0$.

Тогда, если $|\theta_{\text{вх}}| > 6^\circ$, то для спуска на Землю получаем

$$\tilde{V}(n_{x \text{ max}}) \approx 0,605; \quad \tilde{V} = \frac{V}{V_{\text{кр}}}; \quad V_{\text{кр}} \approx 7850 \text{ м/с},$$

т.е. $V(n_{x \text{ max}}) = V_{\text{кр}} \cdot 0,605 = 7850 \cdot 0,605 \approx 6750 \text{ м/с}$.

$$n_{x \text{ max}} \approx 170 \cdot \theta_{\text{вх}} = 170 \cdot 0,105 = 17,8.$$

Анализ характеристик изменения перегрузок показывает, что при снижении на Землю, для обеспечения перегрузки, меньшей 10 необходимо,

чтобы угол входа в плотные слои атмосферы (на высоте $h \approx 100$ км) не превышал 2° . Кроме того, проведенные расчеты показывают, что при постоянной температуре (это ведет к тому, что $\beta = \text{const}$), $n_{x \max}$ не зависит от баллистического параметра $b = \frac{C_x S_M}{m}$.

Установим связь между перегрузками и временем движения на участке основного аэродинамического торможения. Для этого обратимся к уравнению (1.16), которое перепишем в виде:

$$\frac{dV}{dt} = -gn_x, \quad (1.26)$$

где $n_x = \frac{C_x S_M}{2G} \rho V^2$.

Полагая после интегрирования в (1.26) $g \approx g_0$, получим

$$V_{\text{ВХ}} - V_k \approx g_0 \int_{t_{\text{ВХ}}}^{t_k} n_x dt.$$

Индекс « k » соответствует окончанию основного аэродинамического торможения, т.е. началу участка мягкой посадки (т. М рис. 1.2). Учитывая, что $V_k \ll V_{\text{ВХ}}$, окончательно получим

$$\frac{V_{\text{ВХ}}}{g_0} \approx \int_{t_{\text{ВХ}}}^{t_k} n_x dt \quad (1.27)$$

или

$$\frac{V_{\text{ВХ}}}{g_0} = +n_{\text{ср}}(t_k - t_{\text{ВХ}}).$$

Из (1.27) следует, что величина перегрузки однозначно определяется временем движения в плотных слоях атмосферы $t_{\text{сп}} = t_k - t_{\text{ВХ}}$. При этом в момент входа $n_x \approx 0$, а в момент $t = t_k$ n_x близка к единице. При $t_{\text{сп}} < 800 - 1000$ с на траектории снижения должен достигаться максимум n_x : $n_{x \max} > 1$, величина которого тем больше, чем меньше время спуска.

Расчеты, сделанные на ЭВМ, показывают:

1) максимальная перегрузка увеличивается, а полное время уменьшается на участке основного аэродинамического торможения с увеличением по модулю угла $\theta_{\text{вх}}$;

2) баллистический спуск характеризуется большими перегрузками, так как даже в самом благоприятном случае ($\theta_{вх} = -1^\circ$) $n_{x \max} > 7-8$, при этом время действия перегрузок, превышающих $n_x = 5$, составляет 60-70 с;

3) введение ограничения на величину допустимой максимальной перегрузки $n_{x \max} > n_{\text{доп}}$ приводит к сужению допустимой области входа в плотные слои атмосферы. Например, при $n_{\text{доп}} = 12-15$, $|\theta_{вх}| \leq 2-3^\circ$.

В настоящее время созданы автоматические КА и соответствующая бортовая аппаратура, которые в состоянии выдержать максимальные перегрузки в десятки единиц.

Для пилотируемых КА максимально допустимые перегрузки в направлении «спина–грудь» составляют 12–15, хотя в некоторых случаях человек в состоянии вынести кратковременные перегрузки 25 единиц. В наименее благоприятном направлении действие перегрузок «голова–ноги» максимально допустимые перегрузки составляют 3–5 единиц. Принимая во внимание ограничение на максимально допустимую перегрузку, отметим, что принципиально спуск пилотируемого КА баллистического типа с орбитой ИСЗ возможен при входе в атмосферу в очень малом диапазоне начальных углов $0 \leq |\theta_{вх}| \leq 2^\circ$.

Обеспечение устойчивого, строгого ориентированного относительно набегающего потока снижения СА в атмосфере, составляет следующую важную проблему при спуске. Необходимость решения этой проблемы объясняется несколькими причинами:

1) требуется, чтобы действующие перегрузки были направлены определенным образом относительно корпуса СА – это решающее условие при пилотируемом спуске;

2) в случае ориентированного спуска представляется возможным обеспечить максимум теплозащиты только для критической поверхности СА, находящейся в потоке; все элементы конструкции, которые находятся в аэродинамической тени, могут иметь облегченную теплозащиту;

3) СА должен располагаться в определенном положении для обеспечения начальных условий работы системы мягкой посадки на заключительном этапе спуска.

Ориентированный спуск КА обеспечивается активной или пассивной стабилизацией объекта. Пассивная стабилизация, достигаемая за счет выбора определенного запаса статической устойчивости, была реализована на КА типа «Восток».

Важной особенностью, в значительной степени, определяющей сложность практической реализацией спуска, является требование точной посадки в заданном районе поверхности Земли. Необходимость точной посадки накладывает дополнительные ограничения на выбор траектории спуска, как правило, усложняя решение задач по обеспечению допустимого перегрузочного и теплового режимов. С баллистической точки зрения эти задачи сводятся к рассмотрению зон рассеивания и маневра. Зона рассеивания (эллипс рассеивания) – это некоторая область на поверхности Земли, в любой точке которой может оказаться СА в результате действия разного рода возмущений. Как правило, она характеризуется промахами в продольном и боковом направлениях относительно расчетной точки посадки.

При исследовании спуска КА с орбиты ИСЗ рассматривают следующие основные возмущения:

- 1) неточное знание опорной орбиты ИСЗ; это приводит к ошибкам начальных параметров в момент включения ТДУ $-\Delta V_c, \Delta \theta_c, \Delta r_c$;
- 2) ошибки начальной ориентации ТДУ и времени ее включения $-\Delta \psi, \Delta t_c$;
- 3) ошибка реализации величины тормозной скорости $-\Delta u_T$.

Отмеченные погрешности в конечном итоге приводят к погрешностям начальных условий входа КА в плотные слои атмосферы $-\Delta V_{вх}, \Delta \theta_{вх}, \Delta \varphi$.

- 4) атмосферные погрешности. К ним относятся погрешности знания параметров атмосферы и, прежде всего, неточность знания закона изменения плотности от высоты полета;

5) отличие фактических характеристик СА от их расчетных значений.

Отмеченные и ряд других погрешностей приводят к тому, что разброс точек посадки КА баллистического типа может достигать в продольном и боковом направлениях нескольких сотен километров.

Принципиально возможны два пути уменьшения рассеивания точек посадки:

1) улучшение характеристик всех систем, обеспечивающих сход с орбиты и посадку, уточнение всех необходимых данных о характеристиках СА и окружающей его среде в процессе спуска, а также увеличение (по модулю) начального угла входа в плотные слои атмосферы. Этот путь следует иметь в виду, но он не всегда может быть реализован;

2) введение специальной системы управления дальностью полета СА. В этом случае СА должен иметь возможность создавать управляющие силы. Возможности системы управления спуском (СУС) определяют размеры зоны маневра – это та область на поверхности Земли, которой может достигнуть СА в результате целенаправленного изменения его управляющих сил. Для решения задачи точной посадки необходимо, чтобы зона маневра СА превышала его возможную зону рассеивания. Из системы (1.14) видно, что при баллистическом спуске ($C_y = 0$) на траекторию полета можно влиять только с помощью изменения параметров C_x, S_M . Практически реализовать это достаточно сложно, а достигаемый эффект не очень значителен. В силу этого в настоящее время на аппаратах баллистического типа не устанавливаются специальные системы для управления дальностью полета, и форма СА остается неизменной в течение всего времени спуска (не считая обгара). Учитывая отмеченное, одним из основных параметров, характеризующим СА баллистического типа, является баллистический коэффициент $b = \frac{C_x S_M}{m}$, который при проведении исследований можно считать постоянным в течение всего времени спуска и который характеризует свойства торможения

конкретного СА. Рассмотрим пример решения задачи оценки точности приземления при баллистическом спуске.

1.1.4 Оценка точности приземления при баллистическом спуске

Рассмотрим сначала отклонения от заданного места приземления СА вследствие ошибок при сообщении ему тормозного импульса: $\Delta u_T, \Delta \psi$ (рис. 1.2) и составляющей скорости по нормали к плоскости орбиты V_z . Параметры орбиты при этом предполагаем точно известными. Указанные ошибки будут вызывать отклонения точки падения от расчетной в плоскости орбиты ΔL и в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты ΔZ . Влиянием вращения Земли на точность приземления будем пренебрегать, т.к. это влияние в данном случае несущественно. Кроме того, при анализе влияния ошибок $\Delta u_T, \Delta \psi, V_z$ на отклонения ΔL и ΔZ будем пренебрегать действием атмосферы на траекторию спуска. Ошибки на участке полета в плотных слоях атмосферы рассматриваются отдельно.

Боковое отклонение точки приземления:

$$\Delta Z \approx \frac{V_z}{V_c} R_3 \sin \beta_3, \quad (1.28)$$

где V_c – скорость КА на орбите ИСЗ; β_3 – угловая дальность спуска, R_3 – радиус Земли.

При $V_c \approx 8000 \text{ м/с}$ получаем оценку $\frac{\Delta Z}{V_z} \leq 0,8 \text{ с}$.

Найдем отклонения ΔL за счет ошибок Δu_T и $\Delta \psi$. Скорость $V_{\bar{m}}$ и ее направление $\theta_{\text{сп}}$ (рис. 1.2) после сообщения КА тормозного импульса \bar{u}_T определяется формулами (1.1), (1.2). Перепишем эти формулы в ином виде:

$$V_{\bar{m}}^2 = V_{\bar{n}}^2 \left[1 + \left(\frac{u_{\delta}}{V_c} \right)^2 - 2 \left(\frac{u_{\delta}}{V_c} \right) \cos \psi \right];$$

$$\theta_{\bar{m}} = \theta_{\bar{n}} + \Delta \theta_{\bar{m}}; \quad \sin \Delta \theta_{\bar{m}} = \frac{u_{\delta}}{V_{\bar{m}}} \sin \psi.$$

Будем полагать: $90^\circ \geq \psi \geq 0$.

Угловая дальность полета аппарата от точки, где ему сообщена дополнительная скорость \bar{u}_T , до точки падения (т. П на рис. 1.2) определяется формулой, которая получена без учета сопротивления атмосферы на участке ВП (рис.1.2) (траектория СВП – эллипс):

$$\operatorname{tg} \frac{\beta_3}{2} = \frac{1}{A} \cos \theta_{\text{сп}} \left(\sin \theta_{\text{сп}} + \sqrt{\sin^2 \theta_{\text{сп}} + \frac{r_c - R_3}{R_3} A} \right), \quad (1.29)$$

где $A = \frac{2}{K} - \cos^2 \theta_{\text{сп}} \frac{r_c - R_3}{R}$, $K = \frac{r_c V_{\text{сп}}}{\mu}$.

Используя формулы (1.4), (1.5), определим угол $\theta_{\text{вх}}$ в конце участка траектории спуска при входе аппарата в плотные слои атмосферы.

$$\cos \theta_{\text{вх}} = \frac{r_c V_{\text{вх}} \cos \theta_{\text{вх}}}{r_B V_B}, \quad r_B = R_3 + h_a, \quad V_B = \sqrt{V_{\text{сп}}^2 + 2\mu \left(\frac{1}{r_B} - \frac{1}{r_c} \right)}.$$

Помимо определения угла дальности β_3 и угла входа $\theta_{\text{вх}}$ нас будут интересовать производные от дальности $L = R_3 \beta_3$ по параметрам, характеризующим величину и направление скорости \bar{u}_T (функции влияния):

$$\frac{\partial L}{\partial \psi} = \frac{\partial L}{\partial V_{\text{сп}}} \frac{\partial V_{\text{сп}}}{\partial \psi} + \frac{\partial L}{\partial \theta_{\text{сп}}} \frac{\partial \theta_{\text{сп}}}{\partial \psi}; \quad (1.30)$$

$$\frac{\partial L}{\partial u_T} = \frac{\partial L}{\partial V_{\text{сп}}} \frac{\partial V_{\text{сп}}}{\partial u_T} + \frac{\partial L}{\partial \theta_{\text{сп}}} \frac{\partial \theta_{\text{сп}}}{\partial u_T}, \quad (1.31)$$

где

$$\begin{aligned} \frac{\partial L}{\partial V_{\text{сп}}} &= R_3 \frac{\partial \beta_3}{\partial V_{\text{сп}}} = \frac{2R_3 (1 - \cos \beta_3)}{B V_{\text{сп}}}; \\ B &= \sin \beta_3 - K \sin(\beta_3 + \theta_{\text{сп}}) \cos \theta_{\text{сп}}; \\ \frac{\partial L}{\partial \theta_{\text{сп}}} &= \frac{KR_3}{B} \left[\sin(\beta_3 + 2\theta_{\text{сп}}) - \frac{r_c}{R_3} \sin \theta_{\text{сп}} \right]; \\ \frac{\partial V_{\text{вх}}}{\partial \psi} &= \frac{V_c}{V_{\text{вх}}} u_{\text{вх}} \sin \psi; \quad \frac{\partial \theta_{\text{вх}}}{\partial \psi} = 1 - \frac{V_{\text{вх}}}{V_{\text{вх}}} \cos(\theta_{\text{вх}} - \theta_c); \\ \frac{\partial V_{\text{вх}}}{\partial u_{\text{вх}}} &= -\frac{u_{\text{вх}}}{V_{\text{вх}}} + \frac{V_c}{V_{\text{вх}}} \cos \psi; \quad \frac{\partial \theta_{\text{вх}}}{\partial u_{\text{вх}}} = \frac{V_c}{V_{\text{вх}}^2} \sin \psi. \end{aligned} \quad (1.32)$$

Расчеты, результаты которых в виде графиков приведены в работе [8] для трех круговых орбит с высотами 200, 300, 400 км и диапазона изменения угла ψ $[0-60^\circ]$, для трех значений тормозного импульса $u_T = 0,3; 0,4; 0,5$ км/с показали, что для всех орбит и всех значений тормозного импульса имеются

углы ψ , при которых $\frac{\partial L}{\partial \psi} = 0$, причем вблизи этих значений угла ψ , производная $\frac{\partial L}{\partial u_T}$ имеет значение, близкое к минимальному. Следовательно, выгодно осуществлять спуск при указанном значении угла ψ , т.к. при этом практически устраняется влияние ошибок ориентации ТДУ на точку приземления. Для рассмотренных величин u_T и принятых орбит, угол ψ , при котором $\frac{\partial L}{\partial \psi} = 0$ лежит в пределах $35^\circ - 60^\circ$. Рассмотренные случаи не учитывают возможного эксцентриситета орбиты. Если орбита ИСЗ будет иметь некоторый эксцентриситет, то параметры процесса спуска будут зависеть от точки на орбите, в которой осуществляется торможение. При этом, как показывают расчеты, для орбит, имеющих небольшие эксцентриситеты ($e \leq 0,03$), процесс спуска слабо отличается от случая $e = 0$. Далее, расчеты показали, что при $\psi = \psi_{\text{опт}}$, для круговой орбиты высотой 300 км с увеличением значения u_T угловая дальность β_3 и производная $\frac{\partial L}{\partial u_T}$ резко уменьшаются. Однако отклонение дальности ξ , соответствующее одному проценту ошибки тормозной скорости, меняется слабее $\left(\xi = \frac{\Delta L}{0,01 \Delta u_T / u_T} \right)$. На основании этого можно считать, что если ошибка Δu_T не является определяющей, то величину u_T для уменьшения влияния ошибок Δu_T рационально увеличивать до 300–400 м/с, т.к. дальнейшее увеличение дополнительной скорости не приводит к существенному уменьшению ξ .

1.1.5 Ошибки на участке полета в атмосфере

Ошибки на участке полета в атмосфере возникают в результате возможной погрешности при определении величины силы сопротивления воздуха. Сила сопротивления воздуха может отличаться от своего расчетного значения из-за ошибок определения следующих величин:

- коэффициента торможения $K_x = C_x g / p_m = b g$ ($p_m = m / S_m$ – нагрузка на мидель; $b = (C_x S_m) / m$);
- плотности воздуха ρ ;
- случайных отклонений параметров движения от расчетных значений при входе в атмосферу (т. В на рис. 1.2).

Для выяснения влияния указанных ошибок на отклонение дальности используются результаты численных расчетов на ЭВМ дальности L участка основного аэродинамического торможения. Используется система (1.14) при $C_y = 0$. Перепишем эту систему, введя параметр K_x

$$\left\{ \begin{array}{l} 1) \frac{dV}{dt} = -\frac{1}{2g} K_x \rho V^2 - g \sin \theta; \\ 2) \frac{d\theta}{dt} = -\cos \theta \left(\frac{g}{V} - \frac{V}{R_3 + h} \right); \\ 3) \frac{dh}{dt} = V \sin \theta; \\ 4) \frac{dL}{dt} = \frac{V R_3 \cos \theta}{R_3 + h}, \end{array} \right. , \quad (1.33)$$

где $\rho = \rho_0 e^{-\beta h}$, $\rho_0 = 1,23 \text{ г/л}^3$, $g \approx g_0$.

Начальные условия: $t = 0$; $V = V_{\text{вх}}$; $\theta = \theta_{\text{вх}}$; $h = h_a$; $L = 0$.

Результаты расчетов, приведенные в работе [8] при K_x в диапазоне $[5 \cdot 10^4 - 10^{-2}]$, показали, что влияние относительной ошибки $\Delta K_x / K_x$ одинаково для всех K_x в рассмотренном диапазоне. Т.к. в уравнения движения входит только произведение $K_x \rho$, то очевидно, что влияние относительных ошибок $\Delta K_x / K_x$ и $\Delta \rho / \rho$ на параметры траектории совершенно одинаково при условии, что изменение самих этих ошибок в полете будет одинаковым (в частном случае, когда $\Delta K_x / K_x$ и $\Delta \rho / \rho$ в полете неизменны). Относительно влияния угла входа в атмосферу $\theta_{\text{вх}}$, следует отметить, что когда требуется высокая точность приземления в намеченном районе, угол $\theta_{\text{вх}}$ не должен быть меньше $4-6^\circ$, т.к. при $|\theta_{\text{вх}}| \leq 4^\circ$ каждому изменению $\Delta K_x / K_x$ на 10% соответствует отклонение дальности $\Delta L \geq 10 \text{ км}$. Приведенные цифры характеризуют также влияние ошибки

$\Delta\rho/\rho$. Представляет интерес вопрос наибольшего влияния высот диапазона 80–15км на величину ΔL при полете СА по траектории с разными углами $\theta_{\text{вх}}$.

Оказывается, что при $|\theta_{\text{вх}}| > 4,5^\circ$ основной разброс по дальности возникает на высотах менее 15км, в то время как при $|\theta_{\text{вх}}| > 10^\circ$ на высотах более 15км разброс траектории отсутствует.

При углах входа $|\theta_{\text{вх}}| < 4,5^\circ$ наибольший разброс наблюдается на высотах, превышающих 15км.

При случайных отклонениях угла входа $\theta_{\text{вх}}$ от расчетного значения, дальность полета будет изменяться различно при разных коэффициентах сопротивления аппарата. Если $K_x = 0$, то изменение дальности полета ΔL происходило бы в соответствии с эллиптической теорией. При $K_x \neq 0$ изменение дальности происходит как за счет изменения эллиптической дальности, так и за счет изменения времени действия и величины силы сопротивления воздуха.

Для определения в этом случае разброса дальности были рассчитаны разности ΔL между дальностью по эллиптической теории и дальностью с учетом сопротивления воздуха для различных значений $\theta_{\text{вх}}$. Была определена

величина производной $\frac{\partial \Delta L}{\partial \theta_{\text{вх}}}$ при различных по величине коэффициентах K_x .

Оказалось, что $\frac{\partial \Delta L}{\partial \theta_{\text{вх}}}$ резко возрастает при $|\theta_{\text{вх}}| < 4^\circ$. При $|\theta_{\text{вх}}| > 7^\circ$ производная

невелика по величине, при $K_x \leq 0,001$ $\frac{\partial \Delta L}{\partial \theta_{\text{вх}}} \leq 30 \text{ км/град}$. При $\theta_{\text{вх}} \approx 3^\circ$ величина $\frac{\partial \Delta L}{\partial \theta_{\text{вх}}}$

составляет примерно 300–350км/град.

1.1.6 Планирующий спуск с постоянным значением аэродинамического качества

Использование спускаемых аппаратов, обладающих аэродинамическим качеством, т.е. способных создавать подъемную силу в процессе спуска, позволяет снять многие ограничения, присущие баллистическим СА, и значительно расширить диапазон их применения. Наличие даже небольшой

подъемной силы позволяет значительно снизить перегрузки в процессе спуска и значительно увеличить маневренные возможности СА, что существенно облегчает выбор места посадки как в продольном, так и в боковом направлениях. Наиболее простой вид планирующего спуска – это так называемый «неуправляемый» планирующий спуск, при котором может потребоваться лишь стабилизация аппарата по крену (т.е. $\gamma = 0$).

Траектория планирующего спуска определяется системой уравнений (1.14) при $\gamma = 0$ (см. рис. 1.2).

При анализе движения принимаются дополнительные допущения (кроме тех, что отмечены в 1.1.2):

- коэффициент $b = \frac{C_x S_M}{m}$ в течение полета не изменяется;
- аэродинамическое качество аппарата $K = \frac{C_y}{C_x}$ постоянно;
- колебания аппарата относительно центра масс отсутствуют.

В результате из (1.14) получим следующую систему уравнений:

$$\left\{ \begin{array}{l} 1) \frac{dV}{dt} = -b \frac{\rho V^2}{2} - g \sin \theta; \\ 2) \frac{d\theta}{dt} = bK \frac{\rho V}{2} + \left(\frac{V}{R_3 + h} - \frac{g}{V} \right) \cos \theta; \\ 3) \frac{dh}{dt} = V \sin \theta; \\ 4) \frac{d\hat{O}}{dt} = \frac{V \cos \theta}{R_3 + h}, \end{array} \right. \quad (1.34)$$

Где $g \approx g_0 = 9,81 \text{ м/с}^2$; $R_3 \approx 6370 \text{ км}$; $\rho = \rho_0 \exp(-\beta h)$; $\rho_0 = 1,23 \text{ кг/м}^3$.

Начальные условия: при $t = 0$; $V = V_{\text{ао}}$; $\theta = \theta_{\text{ао}}$;

$h_{\text{ао}} = h_a \approx 100 \text{ м}$; $\Phi = 0$.

Перегрузки определяются формулами (1.15):

$n_x = \frac{b\rho V^2}{2g}$; $n_y = \frac{Kb\rho V^2}{2g}$; $n = n_x \sqrt{1 + K^2}$. Поскольку траектория планирующего спуска

определяется начальными параметрами движения, баллистическим параметром « b » и аэродинамическим качеством аппарата « K », то и перегрузки определяются

этими же величинами. Система (1.34) решается методами численного интегрирования. Рассматриваются также и приближенные аналитические решения [7, 12].

Результаты численного интегрирования показали, что скорость СА вплоть до достижения максимального значения перегрузки меняется незначительно. В связи с этим, в дополнение к ранее сделанным допущениям, примем, что разность между центробежной силой и силой тяжести мала по сравнению с подъемной силой, т.е. во втором уравнении системы (1.34) примем:

$$\left(\frac{V}{R_3 + h} - \frac{g}{V} \right) \cos \theta \approx 0. \quad (1.35)$$

В этом случае, считая $|\theta|$ малым ($|\theta| \leq 5^\circ$), и разделив второе уравнение системы (1.34) на третье получим:

$$\frac{d\theta}{dh} = \frac{bK\rho}{2\theta}, \quad (1.36)$$

причем $\rho = \rho_0 e^{-\beta h}$.

Интегрируем уравнение (1.36):

$$2 \int_{\theta_{\text{вх}}}^{\theta} \theta d\theta = bK\rho_0 \int_{h_{\text{вх}}}^h e^{-\beta h} dh.$$

Далее получаем:

$$\rho = \rho_{\text{вх}} - \frac{\beta}{Kb} (\theta^2 - \theta_{\text{вх}}^2), \quad (1.37)$$

где $\rho_{\text{вх}} = \rho_0 e^{-\beta h_{\text{вх}}}$.

Чтобы получить формулу для текущей скорости СА, будем считать $\sin \theta \approx \theta$, разделим первое уравнение системы (1.34) на второе:

$$\frac{dV}{d\theta} = -\frac{V}{K} - \frac{2g\theta}{bK\rho V},$$

или, пренебрегая вторым слагаемым в правой части:

$$\frac{dV}{d\theta} = -\frac{V}{K},$$

откуда путем интегрирования, получаем:

$$\int_{V_{\text{вх}}}^V \frac{dV}{V} = - \int_{\theta_{\text{вх}}}^{\theta} \frac{1}{K} d\theta, \quad (1.38),$$

т.е. $V = V_{\text{вх}} e^{-\frac{1}{K}(\theta - \theta_{\text{вх}})}$.

Из (1.38) имеем:

$$\theta = \theta_{\text{вх}} + K \ln \frac{V_{\text{вх}}}{V}. \quad (1.39)$$

Выражение для суммарной перегрузки в процессе спуска можно записать следующим образом:

$$n = n_x \sqrt{1 + K^2} = \frac{b\rho V^2}{2g} \sqrt{1 + K^2}. \quad (1.40)$$

Из (1.40) следует, что $n = \max$ при $\rho V^2 = \max$. Определим значение θ , при котором $\rho V^2 = \max$. Для этого, используя (1.37) и (1.38), получим выражение для ρV^2 :

$$\rho V^2 = \left[\rho_{\text{вх}} - \frac{\beta}{Kb} (\theta^2 - \theta_{\text{вх}}^2) \right] V_{\text{вх}}^2 e^{-\frac{2}{K}(\theta - \theta_{\text{вх}})}.$$

Из условия экстремума: $\frac{\partial \rho V^2}{\partial \theta} = 0$ получаем уравнение:

$$\theta^2 - K\theta - \theta_{\text{вх}} = 0. \quad (1.41)$$

Если считать $|\theta_{\text{вх}}|$ достаточно малым, а аэродинамическое качество сравнительно большим, то (1.41) можно приближенно записать в виде:

$$\theta(\theta - K) \approx 0. \quad (1.42).$$

Из (1.42) следует, что $n = \max$ при

$$\theta^* = 0 \quad (1.43)$$

и

$$\theta^* = K. \quad (1.44)$$

Условие $\theta^* = 0$ может быть выполнено только при $C_y > 0$, т.е. при $K > 0$, что следует из второго уравнения системы (1.34) или (1.14). В этом случае траектория СА имеет точку, в которой вектор скорости \vec{V} направлен параллельно местному горизонту. При дальнейшем движении СА угол θ становится положительным и аппарат начинает увеличивать высоту полета

(рикошетирующий спуск). Подставив (1.43) в (1.37), получим условие рикошетирования СА:

$$\frac{\theta_{\text{BX}}^2 \beta}{\rho^* - \rho_{\text{BX}}} = Kb = \frac{C_y S_M}{m}, \quad (1.45)$$

где $\rho^* = \rho|_{\theta=0}$.

С учетом (1.37), (1.38), (1.43) запишем выражение (1.40) для максимальной суммарной перегрузки n_{max} ($n = n_{\text{max}}$) при $\theta = \theta^* = 0$:

$$n_{\text{max}} = \frac{bV_{\text{BX}}^2}{2g} \sqrt{1 + K^2} \left(\rho_{\text{BX}} + \frac{\beta}{Kb} \theta_{\text{BX}}^2 \right) \exp \left[\frac{2\theta_{\text{BX}}}{K} \right]. \quad (1.46)$$

Если в (1.46) положить $\rho_{\text{BX}} \approx 0$, то получим

$$n_{\text{max}} = \frac{V_{\text{BX}}^2 \beta \theta_{\text{BX}}^2}{2gK} \sqrt{1 + K^2} \exp \left[\frac{2\theta_{\text{BX}}}{K} \right]. \quad (1.47)$$

Анализ (1.47) показывает, что при достаточно больших K ($K > 2|\theta_{\text{BX}}|$), с увеличением аэродинамического качества K максимальная суммарная перегрузка уменьшается.

Условие (1.44) выполняется при $C_y < 0$. Отрицательная величина подъемной силы приводит к росту крутизны траектории. В этом случае всегда $\theta < 0$. Выражение n_{max} запишется в виде ($\rho_{\text{BX}} \approx 0$):

$$n_{\text{max}} = \frac{\beta V_{\text{BX}}^2}{2gK} (K^2 - \theta_{\text{BX}}^2) \sqrt{1 + K^2} \exp \left[-\frac{2}{K} (K - \theta_{\text{BX}}) \right]. \quad (1.48)$$

Для случая $|\theta_{\text{BX}}| \ll K$

$$n_{\text{max}} = \frac{\beta V_{\text{BX}}^2}{2ge^2} K \sqrt{1 + K^2}. \quad (1.49)$$

Из (1.49) следует, что увеличение абсолютной величины аэродинамического качества (при $C_y < 0$) приводит к увеличению максимального значения суммарной перегрузки.

До сих пор рассматривались случаи планирующего спуска с малыми начальными углами входа ($|\theta_{\text{BX}}| \leq 5^\circ$).

Рассмотрим случай, когда начальные углы входа достаточно велики ($5^\circ \leq |\theta_{\text{BX}}| \leq 90^\circ$).

Результаты численного интегрирования системы (1.34) показывают, что суммарная перегрузка n , полученная в приближенном решении совпадает с точным решением от 0 до первого максимума при $K \leq 1,2$ и $|\theta_{\text{вх}}| \geq 4,5 - 5^\circ$. В этом

случае, используя соотношение $\frac{d\rho}{d\theta} = \frac{d\rho}{dh} \cdot \frac{dh}{dt} \cdot \frac{dt}{d\theta}$ и учитывая (1.35),

$\frac{d\rho}{dh} = -\beta\rho_0 e^{-\beta h} = -\beta\rho$, $\frac{dh}{dt} = V \sin \theta$, $\frac{d\theta}{dt} \cong bK \frac{\rho V}{2}$, получим

$$\frac{d\rho}{d\theta} = -\frac{2\beta \sin \theta}{Kb}. \quad (1.50)$$

Интегрируя (1.50) с учетом $\rho_{\text{вх}} \approx 0$, будем иметь

$$\rho = \frac{2\beta}{Kb} (\cos \theta - \cos \theta_{\text{вх}}). \quad (1.51)$$

Согласно (1.39) $\theta = \theta_{\text{вх}} + K \ln \frac{V_{\text{вх}}}{V}$. Тогда

$$\rho = \frac{2\beta}{Kb} \left[\cos \left(\theta_{\text{вх}} + K \ln \frac{V_{\text{вх}}}{V} \right) - \cos \theta_{\text{вх}} \right]. \quad (1.52)$$

Из условия экстремума n : $\left. \frac{dn}{dV} \right|_{V=V^*} = 0$, и используя формулу (1.40),

получаем уравнение $2\rho + V \frac{d\rho}{dV} = 0$, из которого находим $V^* = V_{\text{вх}} \left(\frac{\rho_{\text{вх}}}{\rho^*} \right)^2$.

Подставив полученное значение V^* в (1.52), найдем значение ρ^* и далее получим выражение для максимальной полной перегрузки.

Следует отметить, что при углах входа $|\theta_{\text{вх}}| \geq 20^\circ$ увеличение качества K приводит к увеличению n_{max} . Это объясняется сильным возрастанием боковой составляющей полной перегрузки.

Таким образом, при спуске КА с орбиты ИСЗ для снижения максимального значения полной перегрузки увеличение аэродинамического качества возможно только при малых углах входа в атмосферу, причем наибольший эффект дает увеличение аэродинамического качества в пределах до $K \approx 1,0$. Дальнейшее увеличение аэродинамического качества СА с этой точки зрения, мало эффективно. Зависимость величины аэродинамического качества СА от максимальной полной перегрузки показано на рис. 1.3.

Особенностью траекторий спуска КА при постоянном аэродинамическом качестве K является их колебательный характер (рис. 1.4). На рис. 1.4 представлена зависимость параметров СА от времени при спуске с орбиты ИСЗ с постоянным аэродинамическим качеством ($k=0,5$, $\Theta_{\dot{\alpha}\dot{\alpha}} = -2^\circ$, $\delta = \frac{b}{q_0} = 10^{-4} \dot{\Gamma} \dot{a}^{-1}$). Траектории проходят около траектории равновесного планирования, на которой подъемная сила уравнивает силу тяжести (т.е. $\theta = \text{const}$). Частота и амплитуда колебаний зависит от параметров входа и величины аэродинамического качества аппарата. Приближенные выражения для дальности спуска, времени полета, высоты полета, угла наклона траектории к местному горизонту при спуске могут быть записаны следующим образом:

$$\begin{aligned} n_x &\approx \frac{1}{K}(1-\tilde{V}^2); \\ L &= \frac{R_c}{2} K \ln \frac{1-\tilde{V}^2}{1-\tilde{V}_{\dot{\alpha}\dot{\alpha}}^2}; \end{aligned} \quad (1.53)$$

$$t = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{R_c}{g_0}} K \ln \frac{(1-\tilde{V}^2)(1+\tilde{V}_{\dot{\alpha}\dot{\alpha}}^2)}{(1+\tilde{V}^2)(1-\tilde{V}_{\dot{\alpha}\dot{\alpha}}^2)}; \quad (1.54)$$

$$h = -\frac{1}{\beta} \ln \frac{2g_0(1-\tilde{V}^2)}{\rho_0 V^2 b K}; \quad (1.55)$$

$$\theta = \arcsin \left(-\frac{2}{\beta R_3 K \tilde{V}^2} \right), \quad (1.56)$$

где $\tilde{V} = \frac{V}{V_{кр}}$; $\tilde{V}_{вх} = \frac{V_{вх}}{V_{кр}}$; $V_{кр} \cong \sqrt{g_0 R_3}$.

Использование аппаратов с аэродинамическим качеством позволяет значительно увеличить дальность спуска в атмосфере по сравнению с баллистическим спуском. На рис. 1.5 приведены зависимости дальности спуска в атмосфере Земли от аэродинамического качества при различных начальных углах входа. Из рис. 1.5 следует, что даже малое аэродинамическое качество СА позволяет в несколько раз увеличить дальность спуска по сравнению с дальностью баллистического снижения.

1.1.7 Спуск КА с переменным аэродинамическим качеством.

(Управляемый планирующий спуск)

Основным недостатком неуправляемого планирующего спуска является большой разброс точек приземления СА вследствие влияния всевозможных ошибок и возмущений. Для устранения этого недостатка на КА устанавливается система управления его аэродинамическим качеством. На рис. 1.6 представлены зависимости дальности спуска для угла входа $\theta_{вх} = -2^\circ$ и скорости $V_{вх} = 7,8 \text{ км/с}$ при изменении качества от $K=0$ до $K=0,5$ от обратной величины параметра $\sigma = \frac{C_x S_M}{G} = \frac{1}{g} b$. Представленные результаты наглядно показывают возможности изменения дальности при неуправляемом спуске. Регулирование качества в процессе спуска обеспечивает выполнение различных задач, главной из которых является задача обеспечения точной посадки в заданном районе Земли при обязательном выдерживании ограничения по перегрузке $n \leq n_{\text{макс доп}}$.

При управляемом спуске можно добиться также и некоторого уменьшения веса тепловой защиты космических аппаратов.

На рис. 1.7 приведен график эффективности использования регулируемой подъемной силы аппарата в функции его располагаемого аэродинамического качества.

Как уже отмечалось, управление аппаратами скользящего типа наиболее целесообразно осуществлять с помощью изменения угла крена γ (аппараты скользящего спуска отличаются большими значениями коэффициентов лобового сопротивления ($C_x > 1$) и подъемной силы ($C_y > 0,3 - 0,5$) при наибольшем значении качества ($K \approx 0,2 - 0,4$); эти аппараты имеют обычно сегментно-коническую форму).

Процесс изменения в полете угла крена СА для выведения аппарата в заданную точку пространства или выдерживание определенной оптимальной траектории осуществляется системой управления спуском (СУС). При решении различных задач к СУС могут предъявляться самые различные требования в

зависимости от целевого назначения объекта. В одних случаях основным условием может быть требование построения СУС минимального веса, обеспечивающей приемлемую точность посадки, в другом – исключительно точная посадка и т.п.

При управлении СА с помощью только одного управляющего параметра (угла крена γ) управление боковой дальностью может быть осуществлено только в рамках управления продольной дальностью путем переворотов СА «с боку на бок» в определенные моменты времени на траектории спуска. СА будет двигаться по колеблющейся кривой относительно заданного направления движения. В моменты переключений система управления фактически размыкается, и может быть нарушено условие устойчивости управления продольной дальностью. Отмеченный фактор существенно затрудняет построение СУС для СА скользящего типа. Используя угол крена γ в качестве единственного управляющего параметра, необходимо выбирать его так, чтобы обеспечить одновременно продольное и боковое управления.

Общее решение этой задачи состоит в раздельном использовании модуля и знака угла γ в одном из двух вариантов:

- изменение модуля γ подчиняется требованиям продольного управления, изменение знака γ – требованиям бокового;
- обратное распределение модуля и знака γ .

При этом управление при помощи изменений знака по смыслу является дискретным, благодаря чему в конце траектории имеет место неуправляемый участок, на котором образуется некоторый конечный промах по соответствующей координате. Например, при действии ветра (на участке работы системы мягкой посадки) со скоростью 10 м/с за время спуска на парашюте СА может отнести на расстояние ~ 10 км относительно точки посадки, определенной без учета возмущений на заключительном участке.

Первый вариант более универсальный, точный, так как в этом случае управление (модулем угла γ) применяется для решения наиболее сложной

части задачи: формирования и стабилизации траектории в продольной плоскости, а более грубое управление (знаком γ) – для ликвидации сравнительно небольших боковых отклонений.

1.1.8 Принципы синтеза СУС непрерывного действия

Требования точной посадки СА в заданном районе Земли является в настоящее время доминирующим. СУС должна обеспечить выполнение этого требования при соблюдении некоторых ограничений, в первую очередь, ограничений по перегрузкам. Это определило целое направление в построении СУС – управление конечной дальностью.

Можно рассматривать следующие методы построения СУС непрерывного действия.

1. С использованием заранее рассчитанных программных зависимостей (управление относительно опорной траектории).
2. С «прогнозированием» точки посадки.
3. Смешанного типа, когда по результатам прогноза выбирается программная зависимость.

Наиболее простой является СУС первого типа.

Возможными вариантами такой системы являются СУС, в которых закон изменения аэродинамического качества СА имеет один из следующих видов:

$$\Delta K = K_{y1} \Delta V_y + K_{y2} \Delta h + K_{y3} \Delta V_x + K_{y4} \Delta L; \quad (1.57)$$

$$\Delta K = K_{y1} \Delta V_y + K_{y2} \Delta h + K_{y3} \Delta L; \quad (1.58)$$

$$\Delta K = K_{y1} \Delta V_y + K_{y2} \Delta n_x + K_{y3} \Delta L, \quad (1.59)$$

где $\Delta K = K - K_{ном}$ – вариация качества СА; $\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta h, \Delta n_x, \Delta L$ – текущие отклонения составляющих скорости в горизонтальном и вертикальном направлении, высоты, продольной перегрузки и дальности от их номинальных значений; $K_{y1}, K_{y2}, K_{y3}, K_{y4} \dots$ – коэффициенты усиления (постоянные или переменные). В последних двух законах в качестве независимой переменной принята горизонтальная составляющая скорости V_x .

Заметим, что измерение перегрузки n_x позволяет достаточно эффективно заменять измерение высоты полета h .

Реализация приведенных законов управления представляет определенные трудности, т.к. измерение входящих в закон управления параметров V_x, V_y, h, n_x, L и хранение на борту соответствующих программных зависимостей требует достаточно сложных систем.

Поэтому наиболее часто используются упрощенные законы управления, в которых число измеряемых параметров сведено до минимума. Примером этого является закон, используемый в системе отслеживания программного значения кажущегося ускорения в продольном направлении

$$\Delta K = K_{y1} \Delta \dot{W}, \quad (1.60)$$

где $\Delta \dot{W} = \dot{W} - \dot{W}_{\text{ном}}$ – вариация проекции кажущегося ускорения на продольную ось СА ($\dot{W} = a_{x1} - g_{x1}$).

Для обеспечения необходимого качества переходных процессов закон управления усложнен введением дифференцирующих и интегрирующих звеньев

$$\Delta K = K_{y1} \Delta \dot{W} + K_{y2} \frac{\partial \Delta \dot{W}}{\partial t} + K_{y3} \int_0^t \Delta \dot{W} dt. \quad (1.61)$$

Широкое применение получили системы, в которых отслеживание опорной траектории производится на основе линейного прогноза отклонений конечной дальности L_k .

Отклонения точки посадки в продольной плоскости при условии, что с момента времени t_i возмущения не будут действовать, можно написать в виде

$$\Delta L_k(t_i) = L_k - L_{\text{ном}} = \frac{\partial L_k}{\partial y_i} \Delta y_i + \frac{\partial L_k}{\partial V_{xi}} \Delta V_{xi} + \frac{\partial L_k}{\partial V_{yi}} \Delta V_{yi} + \frac{\partial L_k}{\partial x_i} \Delta x_i, \quad (1.62)$$

где $\frac{\partial L_k}{\partial x_i}, \dots, \frac{\partial L_k}{\partial V_{yi}}$ – частные производные конечной дальности полета по координатам и скоростям в момент времени t_i ; $\Delta x_i \dots \Delta V_{yi}$ – отклонения координат и составляющих скорости СА от расчетных значений в момент времени t_i .

Приводя в каждый момент времени выражение для $\Delta L_k(t_i)$ к нулю путем введения соответствующего управляющего воздействия (по углу γ)

$$\Delta L_k(t_i) = \xi \frac{\partial L_k}{\partial \gamma} \Delta \gamma = 0, \quad (1.63)$$

можно обеспечить посадку в заданном районе. Коэффициент $\xi \neq 0$ вводится для улучшения динамики процесса; $\Delta \gamma = \gamma(t_i) - \gamma_{\text{НОМ}}$, причем $\gamma(t_i)$ – требуемое постоянное значение угла крена в момент времени $t_{i,2}$ обеспечивающее приведение СА в заданную точку посадки; $\gamma_{\text{НОМ}}$ – значение угла крена при отсутствии возмущений.

Для решения функционала (1.62) следует знать частные производные $\frac{\partial L_k}{\partial x}, \dots, \frac{\partial L_k}{\partial \gamma}$, номинальные (программные) значения траекторных параметров $x_{\text{НОМ}}, y_{\text{НОМ}}, \dots, \gamma_{\text{НОМ}}$ и текущие значения этих же параметров, которые необходимо определять на борту СА. Частные производные могут быть определены либо численным интегрированием уравнений движения на БЦВМ с введением отклонений по соответствующим параметрам:

$$\frac{\partial L_k}{\partial x}(t_i) = \lim_{\Delta x \rightarrow 0} \frac{\Delta L_k}{\Delta x}, \dots, \frac{\partial L_k}{\partial \gamma}(t_i) = \lim_{\Delta \gamma \rightarrow 0} \frac{\Delta L_k}{\Delta \gamma},$$

либо интегрированием системы, сопряженной с исходной линеаризованной системой. Номинальные значения фазовых координат $x_{\text{НОМ}}, \dots, \gamma_{\text{НОМ}}$, соответствующие некоторой заданной траектории, и найденные частные производные могут быть заложены на борту СА в виде таблиц. Принципиальных затруднений в реализации эта часть СУС не вызывает.

Гораздо сложнее определить на борту СА в процессе снижения текущее значение фазовых координат. В полном объеме эти данные могут быть получены только с использованием инерционной системы навигации. В этом случае используются акселерометры, установленные определенным образом на гиросtabilизированной платформе. Величины $\Delta x, \Delta y, \Delta V_x, \Delta V_y$ в соответствии с (1.62) представляют собой рассогласования координат и скоростей в инерциальной СК. Взяв только два основных, определенным образом

выбранных в инерциальной СК направления (λ и μ направления), перепишем выражение (1.62):

$$\Delta L_k = \frac{\partial L_k}{\partial V_\lambda}(t_i) \Delta V_\lambda + \frac{\partial L_k}{\partial S_\mu}(t_i) \Delta S_\mu, \quad (1.64)$$

где ΔV_λ – проекция вектора $(\Delta V_x, \Delta V_y)$ на направление λ , определяемое вектором $\text{grad}_V L$, ΔS_μ – проекция вектора $(\Delta x, \Delta y)$ на направление μ , определяемое вектором $\text{grad}_\mu L$.

Формула (1.64) выражает промах в конечной дальности полета, обусловленный погрешностями в момент времени t_i , причем

$$\frac{\partial L_k}{\partial V_\lambda}(t_i) = \sqrt{\left[\frac{\partial L_k}{\partial V_x}(t_i)\right]^2 + \left[\frac{\partial L_k}{\partial V_y}(t_i)\right]^2}; \quad \frac{\partial L_k}{\partial S_\mu}(t_i) = \sqrt{\left[\frac{\partial L_k}{\partial x}(t_i)\right]^2 + \left[\frac{\partial L_k}{\partial y}(t_i)\right]^2}.$$

Задача управления состоит в приведении функционала (1.64) к нулю путем добавления соответствующих корректирующих поправок. В случае идеального управления равенство $\Delta L_k = 0$ должно выполняться вдоль всей траектории. Это условие может быть выполнено, если по траектории

$$\Delta V_\lambda = \int_0^t \Delta \dot{V}_\lambda dt = 0; \quad \Delta S_\mu = \int_0^t \int_0^\tau \Delta \dot{V}_\mu d\tau dt = 0. \quad (1.65)$$

Таким образом, нужно иметь два интегрирующих акселерометра, установленных по направлению баллистических инвариаторов (λ, μ) . Эти два направления можно реализовать на СА с использованием гиостабилизированной платформы.

Методические ошибки таких СУС, вызванные, в частности, использованием вместо рассогласований пути и скорости рассогласования интегралов от перегрузок примерно равны ошибкам при использовании датчиков, жестко связанных с корпусом СА.

В заключении отметим, что простые СУС, в которых управление осуществляется относительно опорной траектории, имеют существенные методические ошибки. Так при спуске с орбиты ИСЗ они обеспечивают посадку с разбросом в несколько десятков километров по дальности и по боку.

Отметим, что программа управления СУС, основанная на отслеживании номинальной траектории, может быть сделана достаточно гибкой, если она выбирается не заранее, а определяется с помощью БЦВМ, незадолго до входа в атмосферу. Кроме того, с помощью реализации соответствующих алгоритмов на БЦВМ можно подобрать оптимальные передаточные коэффициенты, в законе управления применительно к выбранной номинальной траектории.

1.1.9 Системы дискретного управления дальностью траектории спуска

Эти СУС строятся на основе метода, так называемых, попадающих траекторий. Будем называть попадающими такие траектории, полет СА по которым приводит в заданную точку, т.е. обеспечивается достижение заданной дальности. При этом обязательно должны выполняться ограничения по перегрузкам

$$\eta_{\max} \leq \eta_{\max \text{ доп}} \cdot$$

При решении задачи попадания в заданную точку нет необходимости компенсировать влияние возмущений в каждой точке траектории, а можно парировать только конечное рассогласование регулируемого параметра. В нашем случае – это обеспечение минимального рассеивания точек посадки при выполнении поставленных ограничений по перегрузкам и аэродинамическому нагреву.

Приведем еще одно соображение в пользу применения дискретных систем. Оно следует из того, что снижающийся в атмосфере СА обладает огромной энергией. Поэтому действие возмущения (или управления) будет происходить с запаздыванием. При этом чем проще состав бортовых средств и ниже их чувствительность и быстродействие, тем больше запаздывание.

Системы управления, основанные на прогнозировании точки посадки, рассчитаны на следующую последовательность операций. На основании результатов навигационных измерений вычисляются значения координат и составляющих вектора скорости СА. Затем задаются различные значения угла

крена γ или угла атаки α и с помощью бортового вычислительного устройства прогнозируется место посадки. В результате проведения этих расчетов удается определить те значения угла крена γ или угла атаки α («попадающий угол»), при котором прогнозируемое место посадки совпадает с заданным. На последующем участке дальнейший полет осуществляется с учетом реализации этих углов. После чего описанный алгоритм повторяется.

Очевидно, что вычислительные устройства, использующиеся в системе управления, должны обладать высоким быстродействием, так как возникает необходимость за короткое время провести целую серию расчетов траекторий. Такие системы, несмотря на свою относительную сложность, имеют ряд несомненных преимуществ. Во-первых, отклонения параметров траектории от номинальных могут быть достаточно велики, – это не приводит к ухудшению точности попадания в заданный район. Во-вторых, при выборе оставшегося отрезка траектории с помощью прогнозирования можно учесть ограничения, наложенные на величину максимальной перегрузки, суммарного теплового потока и т.д. В-третьих, такая схема обеспечивает управление как продольной, так и боковой дальностью полета с учетом их взаимного влияния. Наконец, при управлении аппаратом путем прогнозирования точки посадки можно каждый раз при выборе оставшегося отрезка траектории требовать минимизации какого-нибудь критерия, т.е., по сути дела, решать вариационную задачу и получать оптимальное по этому критерию управление.

Системы управления с прогнозированием, как правило, включают в себя навигационный блок, блок прогнозирования конечного промаха, блок собственно управления, определяющий требуемое изменение аэродинамических сил в зависимости от результатов прогноза и программу управления.

Методы прогнозирования расчета траекторий до точки посадки могут быть разделены на три типа.

Во-первых, расчет траекторий может выполняться с помощью точных моделей движения, что требует максимального быстродействия БЦВМ.

Во-вторых, для расчета траекторий могут быть использованы аналитические выражения, связывающие между собой изменения различных параметров траекторий. При своей относительной простоте этот метод имеет тот недостаток, что траектории должны принадлежать к определенному ограниченному типу, для которого справедливо аналитическое решение, и, кроме того, точность аналитических решений может оказаться недостаточно высокой.

Наконец, возможен промежуточный метод расчета, основанный на использовании полуаналитических методов. В этом случае прогнозирование точки посадки может осуществляться по приближенным уравнениям движения, что позволяет существенно ускорить расчет.

При выборе метода прогнозирования на основе компромисса между требованиями к точности управления и требованиям к памяти и быстродействию БЦВМ необходимо учитывать следующие соображения. Возмущения, действующие на СА в процессе полета (например: отклонение плотности атмосферы), являются случайными функциями, поэтому прогнозируемое место посадки определяется с точностью до некоторого квадратичного отклонения σ_L , которое убывает по мере движения СА. Если ошибка прогнозирующих средств ΔL_k , обусловленная неточным расчетом траектории, не превышает σ_L , она не оказывает существенного влияния на точность управления. Следовательно, рациональным условием выбора допустимой ошибки прогнозирования будет являться соотношение

$$\Delta L_k = \frac{\sigma_L}{2}. \quad (1.66)$$

Управление является эффективным, если суммарная ошибка прогноза может быть скомпенсирована путем изменения угла крена γ (или угла атаки α). Обычно условие эффективности нарушается лишь в окрестности конца траектории.

Та часть прогнозируемого промаха, которая остается некомпенсированной к концу процесса управления, называется динамической

ошибкой управления. Другая составляющая промаха, обусловленная неточностью определения координат и составляющих скорости аппарата называется навигационной ошибкой.

Для определения на борту компонент вектора параметров движения СА используется следующее дифференциальное уравнение:

$$\frac{d^2\bar{r}}{dt^2} = \bar{a} + \bar{g}(\bar{r}), \quad (1.67)$$

где

\bar{r} – радиус-вектор положения СА в инерциальной СК;

\bar{a} – вектор аэродинамического ускорения (измеренного);

\bar{g} – вектор гравитационного ускорения (вычисляемого).

Навигационные ошибки появляются вследствие неточного знания начальных условий, недостаточного измерения и интегрирования ускорений и т.п.

Требование к точности интегрирования уравнений (1.67) оказывается весьма жестким, в отличие от требований к точности прогнозирования, поскольку навигационная ошибка не уточняется в процессе полета, а наоборот, имеет тенденцию к накоплению. Во многих случаях динамические и навигационные ошибки управления удобно рассматривать по отдельности.

Для учета динамики движения относительно центра масс к основной системе уравнений добавляется уравнение

$$J \frac{d^2\gamma}{dt^2} = M_{\text{упр}} f(\sigma) \pm M_{\text{сопр}}, \quad (1.68)$$

где J – момент инерции СА относительно оси симметрии; $M_{\text{упр}}$ – момент управления по крену; $M_{\text{сопр}}$ – момент аэродинамического сопротивления (тушащий момент);

$$f(\sigma) = \begin{cases} 1 & \text{if } \sigma \geq \sigma^* \\ 0 & \text{if } -\sigma^* < \sigma < \sigma^* \\ -1 & \text{if } \sigma \leq -\sigma^* \end{cases},$$

где σ^* – зона чувствительности; $\sigma = T_\gamma(\gamma_{\text{тр}} - \gamma) + T_{\dot{\gamma}}\dot{\gamma}$ ($T_\gamma, T_{\dot{\gamma}}$ – постоянные коэффициенты; $\gamma, \gamma_{\text{тр}}$ – соответственно текущее и требуемое значение угла крена).

Выше изложен принцип действия СУС, реализующий метод попадающих траекторий.

Рассмотрим алгоритм управления [8]. Перед началом спуска задаются координаты требуемой точки посадки. В номинальном случае требуемая продольная дальность, отсчитываемая в плоскости большого круга поверхности Земли, обеспечивается расчетным временем работы ТДУ на орбите и полетом в атмосфере с выбранным значением эффективного аэродинамического качества $K_{\text{эфф}} \approx K_{\text{бал}} \cos \gamma$. Требуемое отклонение точки посадки в боковом направлении от продольной плоскости движения обеспечивается изменением знака угла γ .

Начальные значения компонент вектора состояния определяются на Земле или на борту и поступают в БЦВМ. В момент включения ТДУ начинается решение задачи определения текущего вектора состояния с учетом работы ТДУ.

Часы, используемые для получения дополнительной информации о траектории, включаются независимо от действительного момента включения ТДУ. После окончания работы ТДУ на втором участке снижения в разряженных слоях атмосферы выключаются акселерометры, а предполагаемое ускорение от действия аэродинамических сил вычисляется с использованием параметров стандартной атмосферы. Тем самым исключаются из вычислений ошибки акселерометров. На этом участке с учетом ошибок выдачи тормозного импульса вычисляется новое расчетное значение угла крена $\bar{\gamma}_0$, обеспечивающее достижение заданной продольной дальности полета.

При входе в плотные слои атмосферы ($h_a \approx 100\text{км}$) снова включаются акселерометры, и их показания используются для решения навигационной задачи. В момент достижения малого фиксированного значения перегрузки n_ϕ действительное время по показанием бортовых часов сравнивается с

расчетным. Величина рассогласования является исходной информацией для проведения первой коррекции, цель которой состоит в компенсации задания начальных значений компонент вектора состояния и возмущений, накопленных при полете в разряженных слоях атмосферы.

После проведения коррекции устанавливается следующее значение угла крена:

$$\gamma_1 = \bar{\gamma}_0 + \Delta\gamma_0; \quad \Delta\gamma_0 = a_0(\Delta t - \Delta t_{\text{атм}}) \quad (1.69)$$

$$\Delta t = t_{n_\phi} - \tilde{t}_{n_\phi}; \quad \Delta t_{\text{атм}} = a_1(\sigma_{x\xi} - \sigma_{x_{\text{ном}}})^2 + a_2(\sigma_{x\xi} - \sigma_{x_{\text{ном}}});$$

$$a_0 = \left(\frac{\partial L}{\partial t} \right) / \left(- \frac{\partial L}{\partial \gamma} \right)_{n_\phi \bar{\gamma}_0},$$

где

$t_{n_\phi}, \tilde{t}_{n_\phi}$ – время, фиксируемое бортовыми часами в момент достижения значения перегрузки n_ϕ соответственно при движении СА по действительной траектории и расчетной с углом крена $\bar{\gamma}_0$;

$\Delta t_{\text{атм}}$ – рассогласование по времени на текущей и расчетной траекториях, вызванное отклонениями аэродинамических коэффициентов и плотности атмосферы от расчетных значений;

$$\sigma_{x_{\text{ном}}} = \left(\frac{C_x S_M}{G} \right)_{\text{ном}} \quad \text{– номинальный баллистический параметр;}$$

$\xi = \rho / \rho_{\text{ном}}$ – отношение действительного значения плотности к номинальному;

a_1, a_2 – коэффициенты, определяемые на борту;

$$\frac{\partial L}{\partial t}, \frac{\partial L}{\partial \gamma} \quad \text{– производные конечной продольной дальности полета}$$

соответственно по времени и углу крена.

Кроме изменения угла крена, после первой коррекции для компенсации начальных ошибок вектора состояния изменяется расчетное значение конечной продольной дальности полета

$$L_{\text{расч}} = L_{\text{кном}} + C(L_1 - L_{\text{кном}}), \quad (1.70)$$

где $L_{\text{кном}}$ – номинальная конечная продольная дальность; L_1 – прогнозируемое значение этой дальности, вычисленное при полете с углом крена γ_1 , от момента первой коррекции; C – эмпирический коэффициент.

После проведения первой коррекции, с учетом сравнительно малой эффективности управления в верхних, относительно разреженных слоях атмосферы некоторое время Δt (до высоты 65 км) полет СА проходит в режиме стабилизации угла крена. По истечении времени Δt начинается периодическое решение второй навигационной задачи и проведение коррекций угла крена. Требуемые значения угла крена определяются на основании прогноза траектории полета СА путем численного интегрирования уравнений движения.

При помощи формул:

$$K = \frac{n_y}{n_x}; \sigma_x \xi = \frac{2n_x}{\rho_{\text{ном}} V^2}; n_x = \frac{n_1 V_1 + n_2 V_2 + n_3 V_3}{V}; \quad (1.71)$$

$$n_y = \sqrt{n_{\Sigma}^2 - n_x^2}; n_{\Sigma} = \sqrt{n_1^2 + n_2^2 + n_3^2}; V = \sqrt{V_1^2 + V_2^2 + V_3^2},$$

$$\left(n_x = \bar{n}_{\Sigma} \cdot \frac{\bar{V}}{V} = (\bar{n}_x + \bar{n}_y) \cdot \frac{\bar{V}}{V} \right); \bar{n}_y \cdot \bar{V} = 0,$$

на борту периодически определяются аэродинамические качество СА и произведение баллистического параметра σ_x на отношение плотностей ξ . Эти значения принимаются постоянными при решении задачи прогноза. В (1.71) $n_j, V_j (j = 1, 2, 3)$ – проекции векторов соответствующей суммарной перегрузки и скорости на оси инерциальной СК.

Необходимо отметить следующие особенности рассматриваемого метода:

1) Все вычисления проводятся в промежутках времени между коррекциями t_i и t_{i+1} по информации о компонентах вектора состояния, полученной на начало t_i временного промежутка. Требуемое значение угла крена находится для момента t_{i+1} .

2) К моменту окончания участка управляемого полета шаг коррекции Δt следует уменьшить, чтобы свести к минимуму эффекты случайности в обеспечении точности.

3) Для парирования бокового отклонения точки посадки от расчетной применяется следующий метод. Расчет упрежденных траекторий в ускоренном масштабе времени осуществляют со значением угла крена, знак которого противоположен действительному значению. Здесь используется независимость продольной дальности полета до точки посадки от знака угла крена ($\Delta L < 1$ км). При этом определяется величина бокового отклонения точки посадки при предполагаемой смене угла крена в момент следующей коррекции. После того, как значение прогнозируемого бокового отклонения точки посадки попадает в некоторую допустимую окрестность «нечувствительности» относительно расчетной точки, определяемую требуемой точностью посадки, следует действительный разворот СА «с боку на бок» (угол крена γ меняет знак). Можно ограничиться двумя такими разворотами на траектории. Изложенный выше принцип парирования бокового отклонения иллюстрируется на рис. 1.8 (1, 2, 3 – точки коррекции угла крена, 4 – место действительного переворота СА «с боку на бок», 5 – действительная траектория, 6 – прогнозируемые траектории, П – точка посадки).

При расчете боковых отклонений к системе (1.34) нужно добавить уравнения, определяющие отклонения от плоскости продольного движения:

$$\frac{d\varphi'}{dt} = \frac{V \cos \theta \sin \psi_V}{R_3 + h};$$

$$\begin{cases} \frac{dz}{dt} = -V \cos \theta \sin \psi; \\ \frac{d\psi_V}{dt} = \frac{1}{2} \frac{Kb\rho V}{\cos \theta} \sin \gamma + \frac{V \cos \theta \sin \psi_V \operatorname{tg} \varphi'}{R_3 + h}, \end{cases} \quad (1.72)$$

где ψ_V – угол курса; φ' – геоцентрическая широта; z – боковое отклонение. Остальные величины определены ранее.

В заключении отметим, что при использовании в СУС алгоритмов управления, основывающихся на рассмотренном подходе, может быть обеспечена точность посадки в пределах 3–5 км в продольном и боковом направлении.

1.1.10 Участок мягкой посадки

Свойств торможения СА недостаточно для полного гашения энергии и необходимо введение системы мягкой посадки, которая работает на третьем, заключительном, участке спуска (участок МП рис. 1.2). Следует иметь в виду, что начало участка мягкой посадки не фиксировано по высоте, а определяется особенностями работы используемой конкретной системы мягкой посадки (СМП). Различают вертикальную («вертолетную») и горизонтальную («самолетную») посадки. СМП должна обеспечить практически полное гашение скорости. Допускается небольшое значение вертикальной составляющей скорости (2–4 м/с) при пилотируемой посадке. При самолетной посадке к вертикальной составляющей скорости предъявляют еще более жесткие требования в сторону ее уменьшения, но зато горизонтальная составляющая скорости может достигать нескольких сотен километров в час. Окончательное гашение скорости происходит во время пробега СА по посадочной полосе.

Вертикальная посадка характерна для аппаратов баллистического спуска ($K=0$) и аппаратов с малым аэродинамическим качеством ($K<0.2-0.3$). Этот участок характеризуется переходом к крутому парашютированию с квазиустановившейся скоростью. При крутом квазиустановившемся парашютировании вес СА уравнивается силой аэродинамического сопротивления

$$mg = C_x \frac{\rho V^2}{2} S_M \quad (1.73)$$

и скорость снижения составляет

$$V_{\text{пад}} = \left(\frac{2}{\rho \sigma_x} \right)^{\frac{1}{2}}, \quad (1.74)$$

где $\sigma_x = \frac{b}{g} = \frac{C_x S_M}{G}$.

Для современных баллистических СА скорость парашютирования вблизи Земли достигает 50-150 м/с. В то же время скорость аппарата не должна превышать 12-15 м/с при посадке на воду и 6-9 м/с на твердый грунт (рис. 1.9).

Снижать скорость парашютирования перед приземлением для СА баллистического или полубаллистического вида можно при помощи парашютных систем различного типа, парапланеров и специальных двигательных систем. В настоящее время наибольшее распространение получила парашютно-реактивная СМП. Эта система обеспечивает маневр по выбору конечной точки приземления в пределах нескольких километров и мягкую посадку ($V_{\text{нос}}=0$).

Для примера приведем некоторые характеристики и порядок работы системы, используемой для посадки КА типа «Союз».

На высоте 10км, когда СА имеет скорость $V=200\text{м/с}$, по датчикам от барреле начинает работать парашютная система: сначала выбрасывается небольшой вытяжной парашют, который извлекает тормозной парашют также сравнительно небольшого размера (площадь 24м^2). СА на тормозном парашюте снижается $\sim 17\text{с}$, его скорость уменьшается до 80м/с . Затем срабатывает основной парашют с площадью купола $\sim 1000\text{м}^2$, на котором СА снижается $\sim 15\text{мин}$; у Земли СА имеет скорость $\sim 6-9\text{м/с}$. Отметим, что многокаскадная система парашютов необходима для постепенного гашения скорости аппарата с целью избежания недопустимых динамических ударов. На высоте $\sim 1\text{м}$ по команде от высотомера включаются двигатели мягкой посадки, которые гасят скорость до $2-4\text{ м/с}$. Для повышения надежности помимо основного на борту СА находится еще запасной парашют. Он имеет площадь купола $\sim 600\text{м}^2$. Запасная система вступает в действие на высоте $4 - 5\text{км}$, если не сработает основная система.

Рассмотрим некоторые характеристики основных посадочных систем КА. Современные парашютные системы [2] могут применяться при достижении скоростей порядка $V=3M$ для начальной стабилизации и торможения аппарата. Основная посадочная парашютная система используется на конечном этапе на дозвуковых скоростях. Характеристики парашютных систем с ленточными и с купольными парашютами представлены на рис. 1.10 и рис. 1.11 соответственно, здесь d – диаметр парашютной системы, G – вес груза, n – число парашютов в связке.

Очевидно, для аппарата с $(C_x S_M)_1$ в момент раскрытия парашюта (для вертикального парашютирования с установившейся скоростью) продольная перегрузка возрастает с $n_x \approx 1 \left(X = \frac{1}{2} C_x \rho S V^2 = G \right)$ до

$$n_{x2} = \frac{(C_x S)_{\text{пар}} + (C_x S_M)_1}{(C_x S_M)_1}, \quad (1.75)$$

что ограничивает допустимые значения параметров парашютной системы $(C_x S)_{\text{пар}}$. С другой стороны, установившаяся скорость спуска аппарата с раскрытым парашютом составит

$$V_{\text{пар.кон}} = \left[\frac{2G}{(C_x S)_{\text{пар}}} \frac{1}{\rho_0} \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (1.76)$$

что и определяет требуемые значения $(C_x S)_{\text{пар}}$. Выбор $V_{\text{пар.кон}}$ зависит от условий приземления, а при использовании ТДУ – от запаса топлива на торможение. Если требуемое для необходимого уровня $V_{\text{пар.кон}}$ значение $(C_x S)_{\text{пар}}$ превышает $(C_x S_M)_1$ значительно, то во избежание чрезмерных перегрузок раскрытие парашютной системы производится по ступеням (что и реализовано для КА «Союз», см. выше) В этом случае перегрузка в момент раскрытия основных парашютов

$$n_{x\text{осн}} = \frac{(C_x S)_{\text{всп.пар}} + (C_x S_M)_1 + (C_x S)_{\text{осн.пар}}}{(C_x S)_{\text{всп.пар}} + (S_M C_x)_1}. \quad (1.77)$$

Двигательная система обеспечивает перед приземлением уменьшение скорости спуска до

$$V_{\text{посад}} = V_{\text{пар.кон}} - g J_{\text{дв}} \frac{G_{\text{топл.пос}}}{G_{\text{пос}}}, \quad (1.78)$$

при импульсном действии двигателей с высокой тягой ($P_{\text{пос}}/G > 1$) и удельным импульсом $J_{\text{дв}} = \frac{u_{\text{эфф}}}{g}$ непосредственно перед приземлением. Здесь

$G_{\text{топл.пос}} = \int_0^{t_{\text{дв}}} \dot{G}_T dt$ – вес топлива; $t_{\text{дв}}$ – время работы двигателя; $G_{\text{пос}}$ – посадочный вес

СА; $u_{\text{эфф}}$ – эффективная скорость истечения продуктов сгорания топлива двигателей.

Выбор параметров парашютной и двигательной системы связан с весовыми характеристиками этих систем, характеристиками СА и представляет собой специальную проектировочную задачу.

В настоящее время разрабатываются управляемые парашютные системы, или парапланеры [3], обеспечивающие создание на этапе спуска нормальной к потоку составляющей аэродинамической силы $Y_{\text{пар}}$. Для этих систем:

$$K_{\text{пар}} = \frac{Y_{\text{пар}}}{X_{\text{пар}}} = 2,5 \div 3. \text{ Для таких парашютных систем управление нормальной силой}$$

может использоваться для выбора точки приземления в пределах до десятка километров. Диапазон выбора точки приземления может быть расширен, если для маневра совместно с управляемой парашютной системой используется двигательная система.

В этом случае угол снижения аппарата на конечном этапе (при $V_{\text{пл}} \approx \text{const}$)

$$-\text{tg}\theta_{\text{пл}} = \frac{\frac{P}{G} \sin \varphi_{\text{дв}} + \frac{\rho V^2}{2} \frac{1}{G} [(C_y S_M)_1 + (C_y S)_{\text{пар}}]}{\frac{P}{G} \cos \varphi_{\text{дв}} + \frac{\rho V^2}{2} \frac{1}{G} [(C_x S_M)_1 + (C_x S)_{\text{пар}}]}, \quad (1.79)$$

а при

$$\frac{P}{G} \cos \varphi_{\text{дв}} \geq 1 - \frac{\rho V^2}{2} \frac{1}{G} [(C_y S_M)_1 + (C_y S)_{\text{пар}}] \quad (1.80)$$

возможен горизонтальный полет ($\theta_{\text{пл}} = 0$). Дальность планирования, или горизонтального полета, определяется располагаемым запасом топлива [3].

Конечное приземление крылатых КА с аэродинамическим качеством на дозвуковых скоростях возможно без парашютных систем на специальные посадочные полосы. Для таких аппаратов может осуществляться безопасное приземление с посадочной скоростью 150-200 м/с. Конечный этап приземления аппаратов такого типа характеризуется переходом с инерционного планирования на равновесное с углом наклона траектории

$$\text{tg}\theta_{\text{пл}} = -\frac{1}{K}. \quad (1.81)$$

Инерционное планирование – это пологое снижение аппарата с потерей скорости и малым углом θ . Равновесное планирование – это снижение с $V=\text{const}$, $\theta=\text{const}$, $K=\text{const}$.

При конечном планировании возможно управление дальностью и боковые маневры, обеспечивающие приземление на подготовленную посадочную полосу. Маневренные возможности аппарата могут быть расширены путем использования двигательных систем на этапе захода на посадку.

Непосредственно, перед приземлением на посадочную полосу для крылатых аппаратов должно производиться выравнивание, обеспечивающее изменение вертикальной составляющей скорости с $V_y = V_{i\bar{e}} \sin \theta_{i\bar{e}}$ до $V_y = 0$.

Выравнивание возможно как за счет аэродинамической подъемной силы на максимальных значениях C_y :

$$n_{\text{выр.аэр}} = C_{y\text{max}} \frac{\rho_0 V_{\text{выр}}^2 S}{2G}, \quad (1.82)$$

$$\Delta h_{\text{выр.аэр}} = \frac{V^2}{2g} \frac{1}{n_{\text{выр.аэр}}} \frac{\theta_{\text{пл}}^2}{2}, \quad (1.83)$$

так и с использованием двигательных установок

$$n_{\text{выр.дв}} = n_{\text{выр.аэр}} + \frac{P}{G} \sin \varphi_{\text{дв}}, \quad (1.84)$$

$$\Delta h_{\text{выр.дв}} = \frac{V^2}{2g} \frac{1}{n_{\text{выр.дв}}} \frac{\theta_{\text{пл}}^2}{2}. \quad (1.85)$$

Посадочная скорость аппарата с высокими несущими свойствами в этом случае

$$V_{\text{пос}}^2 = \frac{2G}{C_{y\text{maxпос}}} \frac{1}{\rho_0} \left(1 - \frac{P}{G} \sin \varphi_{\text{дв}} \right). \quad (1.86)$$

1.2 Спуск космического аппарата с межпланетной орбиты

При входе в атмосферу Земли скорость космического аппарата, возвращающегося от Луны или из межпланетного пространства, близка ко второй космической. При увеличении скорости входа значения перегрузок и, в особенности, тепловых потоков заметно возрастают. Задача обеспечения

точной посадки приобретает очень важную роль. Даже небольшие возмущения могут привести к такому значительному отклонению траектории полета от номинальной, что СА будет испытывать недопустимо большие перегрузки в атмосфере или, наоборот, не сможет погасить скорость при полете в атмосфере до нужной величины, вторично выйдет за пределы атмосферы и безвозвратно улетит в космическое пространство. Таким образом, должна быть определена трубка траекторий, называемая коридором входа, за границы которого СА не должен выходить.

В качестве одного из способов решения проблемы входа в атмосферу со сверхзвуковой скоростью естественно использовать включение ТДУ для уменьшения скорости от сверхкруговой до круговой. Однако этот способ требует очень больших весовых затрат, особенно при использовании двигателей большой тяги, и, следовательно, практически неприемлем. Поэтому рассматривается только аэродинамический способ торможения аппаратов.

В зависимости от дальности полета по поверхности Земли, от точки пересечения условной границы атмосферы до точки посадки ($L_{сп}$) различают два типа траекторий спуска: 1) короткие траектории с дальностью полета в пределах ~ 4000 км; 2) протяженные (рикошетирующие) траектории с дальностью полета более 4000 км.

Короткие траектории реализуются при прямом спуске, когда аппарат, погрузившись в атмосферу, не покидает её вплоть до точки посадки (рис. 1.12: прямой спуск в атмосферу планеты со сверхкруговой скоростью. 1 – граница условной атмосферы).

Протяженные траектории, особенно для СА с малым аэродинамическим качеством ($K < 0.3-0.5$) реализуются при спуске с однократным или многократным погружением в атмосферу Земли. Траектория при двукратном погружении в атмосферу Земли показана на рис. 1.13 (участок – 1-2 – участок первого погружения, участок – 3-4 – участок второго погружения, участок – 2-3 – участок кеплеровской траектории, 5 – граница условной атмосферы). Эта траектория была реализована при возвращении КА с Луны.

В общем случае возвратные траектории можно подобрать таким образом, чтобы СА летел над поверхностью Земли с севера на юг или наоборот. При этом взаимное расположение Луны и территории СНГ таково, что перицентр северных траекторий располагается практически на южной границе СНГ и посадка на территории СНГ возможна лишь с большими перегрузками ($n_{\max} \gg 10$).

При реализации южных траекторий их перицентр располагается в диапазоне широт $\pm 23^\circ$, и чтобы достигнуть СНГ протяженность движения СА в атмосфере должна превышать ~ 5000 км (в некоторых случаях 11000 – 12000 км). Использование рикошетирующих траекторий позволило решить эту задачу. Аппарат после кратковременного погружения в плотные слои атмосферы (участок 1-2 на рис. 1.13), погасив скорость приблизительно до круговой, вылетает из плотных слоев, летит по кеплеровской траектории (участок 2-3), затем опять входит в атмосферу и совершает посадку в заданном районе (участок 3-4). В результате управляемое рикошетирующее движение позволяет реализовать практически любые дальности полета от входа в атмосферу до точки посадки, не достигаемые никаким другим способом – ни коррекцией подлетной траектории, ни выбором метода управления и «затягиванием» планирования СА в атмосфере. По рикошетирующим траекториям осуществлялась посадка КА «Зонд», спускаемые аппараты которых имели сегментно-коническую форму с $K \sim 0.3$. При этом максимальные перегрузки не превышали 5-6 ед., а реализуемый коридор входа составлял $\pm(12-15)$ км.

С точки зрения навигации КА наиболее принципиальным является участок первого погружения в плотные слои атмосферы (участок 1-2): за несколько минут скорость СА должна быть снижена с ~ 11 км/с до $7,8 \div 8$ км/с, при этом требования к точности выдерживания скорости $V_{\text{вых}}$ и угла вылета $\theta_{\text{вых}}$ из плотных слоев атмосферы (на высоте h_a) очень высоки – в пределах нескольких м/с по скорости и нескольких угловых минут по $\theta_{\text{вых}}$. Дело в том, что маневренные возможности СА на участке повторного входа в атмосферу (участок 3-4) достаточно малы (в пределах нескольких сотен км), а ошибка по

$V_{\text{ВЫХ}}$ всего в 10м/с приводит к промаху в 350км (предполагается, что на участке 3–4 управление по дальности не осуществляется). Примерно такой же промах имеет место и при ошибке реализаций угла $\theta_{\text{ВЫХ}}$ в 10'. Внеатмосферный участок (участок 2–3) полностью определяется условиями вылета после первого погружения $(V_{\text{ВЫХ}}, \theta_{\text{ВЫХ}})$, поэтому, подбирая нужную комбинацию этих параметров, можно обеспечить требуемую дальность на участке 2–3.

Участок повторного входа в плотные слои атмосферы (участок 3–4) подобен аналогичному участку при спуске с орбиты ИСЗ, но в рассматриваемом случае начальные условия формируются на участке первого погружения, т.к. $|\theta_{\text{ВХ}}^{(2)}| = |\theta_{\text{ВЫХ}}|$; $V_{\text{ВХ}}^{(2)} = V_{\text{ВЫХ}}$.

1.2.1 Коридоры входа

Наиболее важной характеристикой, которая определяется при анализе траекторий входа в атмосферу со сверхзвуковой скоростью, является ширина коридора входа – понятие, введенное Чепменом [11]. Для определения понятия коридора входа удобно использовать высоту условного перигея h_p , которая является высотой перигея подлетной кеплеровской траектории, рассчитанной в предположении отсутствия у Земли атмосферы. Рис. 1.14 иллюстрирует определение границ коридора входа ($p_1 p_2$ – фиктивный перигей, 1 – условная граница атмосферы, 2 – Кеплерова орбита, 3 – действительная траектория, 4 – пролетная траектория, Δh_p – ширина коридора входа).

Между высотой условного перигея h_p и углом входа $\theta_{\text{ВХ}}$ существует функциональная зависимость, которая позволяет при фиксированной скорости $V_{\text{ВХ}}$ определить любой из этих параметров. В случае очень пологой траектории понятие угла входа становится неопределенным, поскольку расположение границы атмосферы зависит от физических параметров аппарата (от баллистического параметра $b = \frac{C_x S_M}{m}$) [2]. В связи с этим наиболее удобным

параметром характеризующим условия входа в атмосферу со сверхзвуковой скоростью является введенный Чепменом параметр фиктивного перигея:

$$y_p = \frac{C_x S_M \rho_p}{2m} \sqrt{\frac{r_p}{\beta}}. \quad (1.87)$$

Здесь $r_p = R_3 + h_p$, ρ_p – плотность воздуха на высоте h_p условного перигея, β – логарифмический градиент плотности ($\rho = \rho_0 e^{-\beta h}$).

Между высотой условного перигея и параметрами движения СА в точке входа в атмосферу существуют следующие приближенные соотношения:

$$\frac{h_a - h_p}{R_3 + h_a} \approx \frac{\tilde{V}_{\text{BX}}^2 \theta_{\text{BX}}^2}{2(\tilde{V}_{\text{BX}}^2 - 1)}, \quad (1.88)$$

где $\tilde{V}_{\text{ào}} = \frac{V_{\text{ào}}}{\sqrt{g_0 R_3}}$. Формула (1.88) легко получается с использованием основных соотношений кеплеровской теории (интеграла энергии и интеграла площадей):

$$V_p^2 - \frac{2\mu_3}{r_p} = V_{\text{BX}}^2 - \frac{2\mu_3}{r_{\text{BX}}}; \quad V_p r_p = r_{\text{BX}} V_{\text{BX}} \cos \theta_{\text{BX}};$$

причем

$$r_{\text{BX}} = R_3 + h_a; \quad r_p = R_3 + h_p; \quad \sin \theta_{\text{BX}} \approx \theta_{\text{BX}}; \quad \cos \theta_{\text{BX}} \approx 1.$$

Шириной коридора входа называется разность фиктивных перигеев двух граничных траекторий входа, из которых нижняя определяется допустимой величиной максимальной перегрузки (или теплового потока), а верхняя условием захвата аппарата атмосферой, т.е. условием получения на выходе из атмосферы скорости аппарата, не превышающей круговой на данной высоте. (Максимальная отрицательная подъемная сила должна уравновешивать разность между центробежной силой и весом в точке, где $h = \min$, не допуская вылета из атмосферы (рис. 1.14):

$$\frac{1}{2} c_y \rho_{p_2} S V_{\text{BX}}^2 = \frac{m V_{\text{BX}}^2}{R_3 + h_{p_2}} - mg, \quad V|_{h=\min} \approx V_{\text{BX}},$$

$$\Delta h_p = h_{p_2} - h_{p_1}. \quad (1.89)$$

В работе [8] рассматриваются следующие характерные типы коридоров входа:

Подлетный (навигационный) коридор входа, определяемый точностью работы систем навигации и коррекции аппарата на подлетном участке траектории. Он характеризует ошибки входа СА в плотные слои атмосферы. В настоящее время можно ориентироваться на величину подлетного коридора порядка 12-24 км при скоростях входа, меньших 20 км/с.

Теоретический коридор входа, определяемый максимальным значением располагаемого аэродинамического качества СА (K_{\max}). Верхняя граница такого коридора соответствует полету СА с ($-K_{\max}$), а нижняя с ($+K_{\max}$).

Предельный коридор входа, соответствующий выбранной системе управления СА при идеальной работе и отсутствии внешних возмущений, действующих на СА в процессе спуска. Для СА с малым значением располагаемого аэродинамического качества и скоростях входа, близких к параболической, предельный коридор входа совпадает с теоретическим.

Рабочий (фактический) коридор входа, соответствующий реальной работе системы управления, при учете всех ограничений и наличии возмущающих факторов, действующих на СА в полете. Рабочий коридор входа составляет часть предельного коридора.

Одним из возможных путей расширения коридора входа является применение подъемной силы в процессе спуска. Использование максимальной отрицательной подъемной силы при спуске по верхней границе коридора и максимальной положительной – при спуске по нижней границе (для уменьшения величины максимальной перегрузки) позволяет, соответственно, поднять верхнюю и опустить нижнюю границу коридора. На рис. 1.15 приведена зависимость ширины коридора входа от скорости входа в атмосферу Земли и гиперзвукового качества. Значение качества « K » принималось постоянным и отрицательным при полете вдоль верхней границы коридора до достижения круговой скорости и постоянным положительным при полете вдоль нижней границы до достижения нулевого угла наклона траектории. Приведенные значения ширины коридора входа имеют место при управлении СА по углу крена. Нетрудно видеть, что ширина коридора входа может быть

значительно увеличена при увеличении качества аппарата, особенно в интервале от 0 до 0,5. При больших значениях постоянного качества интенсивность расширения коридора уменьшается за счет увеличения поперечной составляющей полной перегрузки. Коридор быстро сужается с увеличением скорости входа $V_{\text{вх}}$. Следовательно, при большой скорости входа нужно найти методы управления, обеспечивающие приемлемую величину коридора входа.

Расчет ширины коридора входа производится численным интегрированием системы (1.34) при указанных выше предпосылках.

В работе [2] приводятся приближенные аналитические зависимости для расчета ширины коридора входа, полученные с использованием системы (1.34) при условии постоянства коэффициента лобового сопротивления в процессе спуска и изотермичности атмосферы. Для не слишком малых значений качества СА справедлива следующая формула:

$$\Delta h_p = h_{p_2} - h_{p_1} = \frac{1}{\beta} \ln \frac{\rho_{p_1}}{\rho_{p_2}} \approx \frac{1}{\beta} \ln \frac{y_{p_1}}{y_{p_2}} \approx \frac{1}{\beta} \left[\mu + \ln \mu + 1 + \sqrt{2\pi} \frac{(1+\mu)v}{\sqrt{1 + \frac{\pi}{4}\mu}} \right], \quad (1.90)$$

$$\text{где } \mu = \frac{n_{\Sigma \max}}{(\tilde{V}_{\text{вх}}^2 - 1) \sqrt{1 + \frac{1}{K^2}}}; \quad v = \frac{n_{\Sigma \max}}{\tilde{V}_{\text{вх}} \sqrt{\tilde{V}_{\text{вх}}^2 - 1} \sqrt{R_3 \beta} \sqrt{1 + K^2}}.$$

При увеличении K до 2 и выше $v \rightarrow 0$, $\mu \rightarrow \frac{n_{\Sigma \max}}{\tilde{V}_{\text{вх}}^2 - 1}$, тогда

$$\Delta h_p \approx \frac{1}{\beta} \left\{ \frac{n_{\max}}{\tilde{V}_{\text{вх}}^2 - 1} + \ln \frac{n_{\max}}{\tilde{V}_{\text{вх}}^2 - 1} + 1 \right\}. \quad (1.91)$$

При увеличении $V_{\text{вх}}$ параметр μ уменьшается и коридор входа постепенно сужается, а при достижении значения μ , близкого к единице, практически исчезает, изменяясь от $\frac{2}{\beta} \approx 14 \text{ км}$ при скорости входа $\tilde{V}_{\text{вх}} < \sqrt{1 + n_{\max}}$ до нуля при $\tilde{V}_{\text{вх}} > \sqrt{1 + n_{\max}}$, так как при $\mu < 1$ условие компенсации разности между центробежной силой и силой веса при движении вдоль границы захвата приводит к появлению перегрузки, превышающей допустимое значение.

Сравнение результатов расчета по формуле (1.90) с результатами численного интегрирования приведено в табл. 1.1.

Таблица 1.1

		Δh_p [км]						$K = \frac{C_y}{C_x}$
n_{\max}	$\tilde{V}_{\text{вх}} = 1,2$		$\tilde{V}_{\text{вх}} = 1,6$		$\tilde{V}_{\text{вх}} = 2,0$			
	Числ. Интегр.	Формула (10.90)	Числ. Интегр.	Формула (10.90)	Числ. Интегр.	Формула (10.90)		
5	37,2	41	12,3	12,7	2,8	4,5	0,25	
10	84,3	77,6	26,6	25,8	12,3	14		
20	190	156	53,5	49,3	27,8	27,4		
5	84	85	29,7	30,5	16,5	17,4	1,0	
10	163	163,1	54,5	54,6	31	31,9		
20	337,5	324,4	102,3	100,2	56,8	57,2		
5	100	104,5	34,9	37,8	19,4	22	4,0	
10	185,6	192,6	62	65,5	35,6	36,7		
20	369	379	114,8	117,3	65,1	67,9		

Ширина коридора входа является исходной величиной для определения требований, предъявляемых к точности наведения КА. Зная ширину коридора входа Δh_p , можно определить диапазон допустимых отклонений фазовых координат аппарата в любой момент времени при подходе к Земле или к любой другой планете. Пусть в некоторый момент времени t_0 фазовые координаты СА есть V_0 , r_0 , θ_0 . Тогда в соответствии с (1.88):

$$r_p = r_0 - \frac{\tilde{V}_0^2 r_0 \theta_0^2}{2(\tilde{V}_0^2 - 1)}, \quad (1.91)$$

где $r_p = R_3 + h_p$ – расстояние от центра Земли до перигея фиктивной траектории; r_0 – расстояние от центра Земли до центра масс СА в момент времени t_0 .

Если приращения начальных значений фазовых координат СА обозначить $\Delta \tilde{V}_0$, Δr_0 , $\Delta \theta_0$, то приращение Δr_p можно определить из соотношения

$$\Delta r_p = \frac{\partial r_p}{\partial r_0} \Delta r_0 + \frac{\partial r_p}{\partial \tilde{V}_0} \Delta \tilde{V}_0 + \frac{\partial r_p}{\partial \theta_0} \Delta \theta_0 \quad (1.92)$$

или, после подстановки значений частных производных, вычисляемых из (1.91),

$$\Delta r_p = \left[1 - \frac{\tilde{V}_0^2 \theta_0^2}{2(\tilde{V}_0^2 - 1)} \right] \Delta r_0 + \frac{\tilde{V}_0^2 \theta_0^2 r_0}{(\tilde{V}_0^2 - 1)^2} \Delta \tilde{V}_0 - \frac{\tilde{V}_0^2 r_0 \theta_0}{(\tilde{V}_0^2 - 1)} \Delta \theta_0. \quad (1.93)$$

Для случая входа в атмосферу планеты с начальной параболической скоростью в [7] приведено более простое выражение, связывающее ширину коридора входа с погрешностями фазовых координат СА в некоторый момент времени t_0

$$\frac{\Delta h_p}{r_0} = 2 \frac{\Delta \tilde{V}_0}{\tilde{V}_0} - 2 \sqrt{\frac{r_0}{r_p} \left[1 - \frac{r_p}{r_0} \right]} \Delta \theta_0 + \frac{\Delta r_0}{r_0}. \quad (1.94)$$

На рис. 1.16 приведена зависимость допустимой погрешности $\Delta \theta_0$ в момент времени t_0 от относительного расстояния r_0/R_3 при прямом спуске на Землю с перегрузками, не превышающими $n_{\max} = 10$. Из графика следует, что допустимая погрешность в величине θ_0 уменьшается с увеличением расстояния до аппарата. Опорное направление вектора скорости выбирается таким образом, чтобы траектория аппарата проходила посередине входного коридора. Требования, предъявляемые к точности выдерживания величины скорости, оказываются менее жесткими, чем требования к точности выдерживания угла θ_0 . Так при $\Delta r_0 = 0$; $\Delta \theta_0 = 0$; $\tilde{V}_0 = 1,4$; $n_{\max} = 10$ ($\Delta h_p = 82 \text{ км}$) имеем для Земли $\pm \frac{\Delta \tilde{V}_0}{\tilde{V}_0} = -0.003$, а для Марса $\pm \frac{\Delta \tilde{V}_0}{\tilde{V}_0} = -0.03$.

После обеспечения условий захвата КА атмосферой решающее значение приобретают вопросы обеспечения теплового режима. Тепловые потоки достигают максимальных значений при большей скорости, чем перегрузки, причем они уменьшаются с ростом баллистического параметра $b = \frac{C_x S_M}{m}$ и радиуса носовой части СА. Максимальные значения теплового потока зависят от угла входа в более слабой степени, чем максимальные перегрузки [11, 15]. При оценке полного количества тепла, поступающего внутрь аппарата, необходимо учитывать излучение тепла с его поверхности. Можно отметить

следующую особенность: при заданных параметрах аппарата минимум полного количества тепла достигается на наиболее пологой траектории или на наиболее крутой траектории, определяемой допустимым значением перегрузки [2]. Первый случай соответствует относительно большим значениям излучаемого теплового потока, при этом значительная доля конвективного тепла, поступающего в критическую точку, излучается аппаратом. Во втором случае основной эффект в уменьшении полного количества тепла связан с уменьшением времени спуска, несмотря на увеличение максимальных значений теплового потока.

1.2.2 Перспективы осуществления входа в атмосферу с большой скоростью (использование $\alpha - \gamma$ управления)

Современная космическая техника для осуществления спуска в плотных слоях атмосферы с последующей посадкой в заранее заданный район поверхности планеты располагает аппаратами баллистического спуска, аппаратами, обладающими малым (до 0,3-0,5) аэродинамическим качеством и аппаратами многоразового использования со сравнительно высоким гиперзвуковым аэродинамическим качеством. В полетах с экипажем используются такие аппараты, которые в диапазоне от первой до второй космической скорости входа в атмосферу позволяют реализовать траектории спуска на Землю с небольшими максимальными перегрузками (~3-8) и имеют возможность управления дальностью полета. При входе в атмосферу со второй космической скоростью (возвращение с Луны) малое аэродинамическое качество (~0,5) оказывается достаточным, для того, чтобы осуществить безопасную посадку аппарата путем изменения угла крена γ , при условии попадания в заданный коридор входа шириной ~50 км. Имеющиеся расчетные материалы [7] показывают, что аппараты типа «Союз» ($K \cong 0.3$) могут иметь в зависимости от скорости входа $\tilde{V}_{вх}$ следующие максимальные величины теоретического коридора входа Δh_p при максимальной перегрузке 6 и 8,

представленные в табл. 1.2. Значение $\Delta h_p = 20$ км может считаться достаточным для скорости входа 11 км/с и более, так как это значение обеспечивается средствами прогнозирования с учетом возмущений на внеатмосферном участке траектории возвращения.

Таблица 1.2

n_{\max}	Δh_p [км]			
	$V_{\text{вх}}$ км/с			
	11	13	15	17
6	34	22	0	0
8	44(20)*	28	17	0

* $\Delta h_p = 20$ км – эксплуатационная величина коридора при $V_{\text{вх}} = 11$ км/с, в котором обеспечивается управляемый полет на дальность L до 9000 км.

Условие обеспечения коридора входа $\Delta h_p = 20$ км в свою очередь требует обеспечения значений аэродинамического качества в зависимости от скорости входа согласно табл. 1.3.

Таблица 1.3

$$K = \frac{C_y}{C_x}, \Delta h_p = 20 \text{ км}$$

n_{\max}	$V_{\text{вх}}$ км/с		
	13	15	17
6	0,28	0,7	1,6
8	0,25	0,45	0,9

Приведенные в табл. 1.2 и табл. 1.3 данные, имеют место только при управлении углом крена γ и предполагают вход на верхней границе коридора с $K = -K_{\max} (\gamma = 180^\circ)$, а на нижней – с $K = +K_{\max} (\gamma = 0^\circ)$. При этом не учитывается влияние отклонений параметров атмосферы на высотах более 50 км, погрешностей процесса управления и т.д.

Из рассмотрения приведенных данных следует, что для обеспечения возвращения экипажей КА при $V_{\text{вх}} > 13$ км/с необходимы СА, обладающие

большим аэродинамическим качеством, чем аппараты типа «Союз» и «Аполлон». Из данных табл. 1.3 следует также, что при скорости входа более 17 км/с даже аппараты, обладающие аэродинамическим качеством $K=1\div 15$ при управлении только углом крена не смогут обеспечить спуск с $n_{\max} \leq 6$ в коридоре входа $\Delta h_p \cong 20$ км. В то же время в зависимости от вида траектории возвращения на Землю с Марса, скорость входа СА может составлять до 13 км/с (продолжительность экспедиции около трех лет), а в некоторых случаях превышать 18 км/с (при продолжительности экспедиции около двух лет).

Таким образом, компоновки КА баллистического и полубаллистического типа оказываются непригодными для космических полетов к планетам Солнечной системы. Возникает необходимость обеспечить спуск аппарата на Землю при большой скорости входа в атмосферу и сравнительно больших отклонениях высоты фиктивного перигея.

Наиболее эффективным средством увеличения коридора входа в атмосферу является увеличение аэродинамического качества (увеличение угла атаки α). Однако, на основании формулы (1.90) можно сделать вывод, что увеличение $K = \frac{C_y}{C_x}$ позволяет расширить коридор входа лишь до определенного предела. Этот вывод лишь частично правилен, поскольку формула (1.90) справедлива только для аппаратов с постоянным значением аэродинамического качества (с постоянным углом атаки).

В действительности коридор входа можно расширить, если допустить возможность регулирования угла атаки в процессе полета. Одной из основных аэродинамических характеристик аппарата является поляра – кривая, по которой можно определить какие значения C_x и C_y соответствуют каждому значению угла атаки. На рис. 1.17 представлена типичная гиперзвуковая поляра СА: изменение угла атаки при полете СА вдоль нижней и верхней границ коридора (1 – нижняя граница коридора, 2 – верхняя граница коридора). Тогда можно поставить задачу о выборе оптимальных законов изменения угла атаки аппарата с тем, чтобы в наибольшей мере расширить коридор входа в

атмосферу – получить возможно большее значение h_{p_2} и возможно меньшее значение h_{p_1} . Приближенное решение этой задачи заключается в следующем. При движении вдоль нижней границы коридора вначале выдерживается максимальное положительное значение коэффициента подъемной силы ($C_y = C_{y_{\max}}$), а затем после достижения максимальной допустимой перегрузки ($n = n_{\max} = n_{\text{доп}}$) угол атаки α изменяется таким образом, чтобы суммарная перегрузка сохраняла постоянное значение. При этом точка поляры $C_{y_{\max}}$ переходит к точке $(C_y = 0, C_{x_{\min}})$ (см. рис. 1.17). Угол наклона траектории θ обращается в нуль при достижении этой последней точки $(C_y = 0, C_{x_{\min}})$. При движении вдоль верхней границы коридора необходимо выдерживать постоянный угол атаки, соответствующий максимальному отрицательному коэффициенту C_y или соответствующий максимальному положительному значению C_y при угле крена $\gamma = 180^\circ$. В этих условиях приближенная формула для оценки ширины коридора входа приобретет следующий вид [2]:

$$\Delta h_p \approx \frac{1}{\beta} \left[1 + \ln \left(\frac{n_{\max} C_{y_{\max}}}{(\tilde{V}_{\text{ВХ}}^2 - 1) C_{x_{\min}}} \right) + \frac{n_{\max}}{\tilde{V}_{\text{ВХ}}^2 - 1} \int_0^{C_{y_{\max}}} \frac{dC_y}{\sqrt{C_y^2 + C_x^2}} \right]. \quad (1.95)$$

Изменение угла атаки при движении вдоль нижней границы коридора в диапазоне от $\alpha(C_{y_{\max}})$ до $\alpha = 0$ ($C_y = 0, C_{x_{\min}}$) может оказаться трудноосуществимым. Поэтому представляет интерес рассмотреть случай, когда диапазон изменения угла атаки ограничен: $\alpha > \alpha_*(C_y, 0, C_x) > C_{x_{\min}}$. В этом случае формула (1.95) несколько видоизменяется:

$$\Delta h_p \approx \frac{1}{\beta} \left[1 + \ln \left(\frac{n_{\max} C_{y_{\max}}}{(\tilde{V}_{\text{ВХ}}^2 - 1) \sqrt{C_x^2(\alpha_*) + C_y^2(\alpha_*)}} \right) + \frac{n_{\max}}{\tilde{V}_{\text{ВХ}}^2 - 1} \left(\frac{C_y(\alpha_*)}{\sqrt{C_x^2(\alpha_*) + C_y^2(\alpha_*)}} + \int_{C_y(\alpha_*)}^{C_{y_{\max}}} \frac{dC_y}{\sqrt{C_y^2 + C_x^2}} \right) \right]. \quad (1.96)$$

Эти формулы получены в предположении, что скорость в момент достижения минимальной высоты мало отличается от скорости входа ($\tilde{V}_m \approx \tilde{V}_{\text{ВХ}}$). При аналогичных предположениях в формуле (1.90) не следует учитывать последнее слагаемое.

Используя формулы (1.95) и (1.96), можно получить представление о том, в какой степени регулирование угла атаки позволяет расширить коридор входа в атмосферу. На рисунках 1.18 представлена зависимость ширины коридора входа. Рис. 1.18 а) иллюстрирует зависимость ширины коридора входа от максимального аэродинамического качества и максимальной перегрузки рис. 1.18 б) – от максимального аэродинамического качества и предельного угла атаки. При типичных зависимостях $C_y(C_x)$ при $K = C_y/C_x > 1$ коридор входа продолжает неограниченно расширяться по мере увеличения аэродинамического качества. При значениях $K < 0.5$ регулирование угла атаки α не позволяет получить заметного увеличения ширины входа. Формула (1.95) дает приближенную оценку ширины коридора входа, заниженную в среднем на 20%. Для получения более точного значения ширины коридора необходимо интегрировать численно уравнения движения (1.14) при выбранном алгоритме изменения угла атаки. Описанный способ регулирования угла α при движении СА вблизи нижней границы коридора имеет свой недостаток: достижение максимальной перегрузки реализуется путем уменьшения коэффициента $C_R = \sqrt{C_x^2 + C_y^2}$, при этом аппарат выходит на меньшие высоты, что приводит к увеличению тепловых потоков в процессе спуска.

Наиболее эффективным и гибким является сочетание управления углами атаки и крена ($\alpha - \gamma$ управление), причем управление углом атаки и $\alpha - \gamma$ управление наиболее целесообразны при использовании соответствующей ветви поляры аппарата (рис. 1.17). На основании формулы (1.95) можно сделать вывод, что при больших скоростях входа в атмосферу $\tilde{V}_{вх}$ для расширения коридора входа необходимо использовать аэродинамические формы, имеющие сравнительно большие значения C_y и C_x при больших углах атаки и малые C_y и C_x при малых углах атаки. Это приводит к конфигурациям самолетного типа с хорошо обтекаемой носовой частью, имеющей малый радиус закругления.

Возможности изменения угла атаки для нескольких типов СА иллюстрируются табл. 1.4, в которой приведены величины коридоров входа

при $\alpha-\gamma$ управлении для $n_{\max} = 6$. Из сравнения данных табл. 1.2 – 1.4 следует, что использование управления углом атаки (или $\alpha-\gamma$ управления) эффективно для аппаратов, имеющих форму «полуконус» и малоэффективно для аппаратов, имеющих формы «фара» и «диск».

Таблица 1.4

Форма СА	Аэродинамическое качество	Δh_p [км]		
		$V_{\text{вх}}$, км/с		
		13	15	17
«Фара» (типа «Союз»)	0,3	26	0	0
«Фара» (типа «Аполлон»)	0,4	33	16	0
«Диск»	0,5	43	28	19
«Полуконус»	1,0	55	38	24

Крылатые аппараты с аэродинамическим качеством $K \approx 2 \div 3$ в обозримом будущем вряд ли могут рассматриваться как реально осуществимое средство реализации космических полетов при гиперзвуковых скоростях, так как возникают существенные трудности в обеспечении теплозащиты таких аппаратов. Наиболее реальным и перспективным для скоростей входа $\tilde{V}_{\text{вх}}$, превышающих вторую космическую, следует считать использование бескрылых аппаратов, имеющих полярную, аналогичную полярной аппарату формы «полуконус», благоприятную для управления углом атаки и углом крена. Такие аппараты, аналогичные аппаратам типа «Союз» и «Аполлон», удобны для сочленения с современными типами носителей, схемами аварийного спасения и обладают преимущественностью по отношению к этим аппаратам в смысле принципов управления, компоновки, оснащения и теплозащиты.

Рассмотрим влияние управляющих параметров (γ или α) на ширину Δh_p коридора входа для подобного рода аппаратов (табл. 1.4). В качестве примера возьмем СА в виде «полуконуса» с плоской верхней частью (масса аппарата $m=8800\text{кг}$, характерная площадь $S_M = 23,3\text{м}^2$). Максимальное аэродинамическое качество $K_{\max} = 1.5$ реализуется при $\alpha = 0$. Максимальный коэффициент подъемной силы $C_{y_{\max}} = 0.5$ – при $\alpha = 30^\circ$.

Оценим, насколько расширяется коридор входа в атмосферу такого аппарата при $\alpha-\gamma$ управлении по сравнению со случаем управления только углом крена γ . Для обеспечения затененности верхней плоскости СА будем считать, что балансирующий угол атаки $\alpha_{бал}$ может лежать в диапазоне от максимального значения $\alpha(C_{y_{max}}) = 30^\circ$ до минимального значения $\alpha_{min} = 7^\circ$. Для обеспечения запаса на управление значения $\frac{K}{\sqrt{1+K^2}}$ были уменьшены на 10% при неизменных значениях C_x . Поставленная задача решается с использованием формул (1.90) и (1.96). Имеем

$$\frac{\Delta h_p(\alpha - var)}{\Delta h_p(\alpha - const)} = \frac{\frac{1}{\beta} \left[1 + \ln \left(\frac{n_{max} C_y(\alpha_0)}{(\tilde{V}_{ex}^2 - 1) C_R(\alpha_*)} \right) + \frac{n_{max}}{(\tilde{V}_{ex}^2 - 1)} \left(\frac{C_y(\alpha_*)}{C_R} + \int \frac{dC_y}{C_R} \right) \right]}{\frac{1}{\beta} \left[\frac{n_{max}}{(\tilde{V}_{ex}^2 - 1)} \frac{K}{\sqrt{1+K^2}} + \ln \left(\frac{n_{max}}{(\tilde{V}_{ex}^2 - 1)} \frac{K}{\sqrt{1+K^2}} \right) + \text{малая величина} \right]} \quad (1.97)$$

Здесь $C_R = \sqrt{C_x^2 + C_y^2}$, начальный угол атаки α_0 близок к углу атаки, соответствующему $C_{y_{max}}$, а минимально допустимый угол атаки α_* соответствует $C_{y_{min}}$. При спуске с постоянным углом атаки (α_0, α_* или некоторым промежуточным значением) нижняя граница коридора определяется из условия получения максимума перегрузки, не превышающего допустимого значения, и дальнейшего поддержания перегрузки с помощью изменения угла крена. Верхняя граница определяется условием захвата аппарата атмосферой с $\gamma = 180^\circ$.

При спуске с переменным углом атаки ширина коридора может быть значительно увеличена за счет уменьшения высоты нижней границы вследствие возможности осуществления изоперегрузочного режима путем изменения угла атаки α . Чем больше возможный диапазон регулирования угла α , тем больше расширяется коридор входа.

Расчеты по формуле (1.97) показали [7], что при регулировании угла атаки от 30° до 7° коридор входа расширяется на 40-50%, а при регулировании угла атаки от 30° до 0° – на 80-100%. В связи с тем, что ширина коридора входа СА является очень важным параметром траектории спуска КА, и в связи с

необходимостью более точного определения ширины коридора входа при регулировании угла атаки, необходимо проводить расчеты на ЭВМ граничных траекторий спуска при различных значениях угла атаки (используется система (1.14)).

При расчетах в качестве нижней границы принималась такая минимальная высота условного перигея $h_{p1} = h_{pH}$, при которой на траектории входа с углом крена $\gamma = 0^\circ$ величина суммарной перегрузки $n \equiv n_\Sigma$ не превосходит допустимого значения. На параметры траектории, соответствующие верхней границе коридора входа $h_{p2} = h_{pB}$ с $\gamma = 180^\circ$, накладывалось требование: в момент достижения осевой перегрузкой n_x значения, обеспечивающего захват СА атмосферой, траекторный угол θ по модулю достигает первого минимума и близок по величине к нулю, что делает возможным непрерывный переход на заданный (например, изоперегрузочный с управлением по углу крена) режим полета. Как показывают расчеты, при входе СА в атмосферу с различными значениями углов атаки $\alpha = const$ (при $K = const$) наименьшая высота h_{pH} может быть получена при $\alpha_0 = \alpha_{\min} = 7^\circ$, а наибольшая высота h_{pB} — при $\alpha_0 = \alpha_{C_{y\max}} = 30^\circ$, при этом максимальный коридор составит при $V_{\text{вх}} = 13 \text{ км/с}$ $\Delta h_p = 45,4 \text{ км}$, при $V_{\text{вх}} = 16 \text{ км/с}$ — $\Delta h_p = 28,1 \text{ км}$ и при $V_{\text{вх}} = 18 \text{ км/с}$ — $\Delta h_p = 21,7 \text{ км}$.

Если на верхней границе исчерпаны возможности для обеспечения захвата, то нижняя граница представляет определенный резерв в смысле расширения коридора, так как её высота может быть существенно уменьшена путем выбора оптимальной программы изменения угла α на начальном участке входа. В момент входа угол атаки имеет значение $\alpha_0 = \alpha_{C_{y\max}} = 30^\circ$ и поддерживается постоянным до момента достижения полной перегрузкой n допустимого значения $n_{\text{доп}}$ ($n = n_{\text{доп}}$), после чего угол атаки уменьшается до α_{\min} для поддержания перегрузки на допустимом уровне $n = n_{\text{доп}} = const$.

Такой алгоритм входа позволяет сместить нижнюю границу коридора входа по сравнению с её положением при $\alpha_0 = \alpha_{\min} = 7^\circ$ на 11 км ($V_{\text{вх}} = 13 \text{ км/с}$), на 6

км ($V_{вх} = 16 \text{ км/с}$) и на 4,2 км ($V_{вх} = 18 \text{ км/с}$). Результаты расчета на ЭВМ приведены на графиках рис. 1.19.

1.2.3 Принципы синтеза СУС на гиперболических траекториях возвращения

Задача управляемого аэродинамического торможения при возвращении КА из межпланетного полета решается с помощью методов управления, основанных как на прогнозировании точки посадки с помощью интегрирования на борту уравнений движения, так и при использовании приближенных аналитических зависимостей, которые получаются путем решения дифференциальных уравнений движения в замкнутой форме.

Главная особенность применяемых методов управления заключается в разделении основных задач управления на каждом характерном участке снижения СА с обязательным выполнением строго определенных требований на каждом из них.

Для реализации подобных СУС необходимо наличие на борту СА быстродействующей ЦВМ, позволяющей оперативно производить расчеты по определению текущего вектора состояния СА и прогнозированию его движения. Исходной информацией для решения системы дифференциальных уравнений с помощью БЦВМ являются данные о перегрузках, поступающие с 3-х взаимно перпендикулярных акселерометров, установленных на гиросtabilизированной платформе. При этом оси чувствительности акселерометров совпадают с осями некоторой выбранной инерциальной СК. Начальные данные для решения дифференциальных уравнений движения получают или автономно на борту с помощью астронавигационных измерений, проведенных заранее на подлетном участке траектории, или передают с Земли. С помощью наземных средств можно определить местоположение СА на высоте условного перицентра с точностью $\pm(1-3) \text{ км}$ и скорость входа с точностью до $\pm(1-2) \text{ м/с}$ [4, 6].

Номинальная траектория выбрана в классе траекторий с двумя погружениями (рис. 1.13). Продольным и боковым движением управляют поворотом СА по углу крена.

Рассмотрим типичную номинальную траекторию спуска с двумя погружениями в плотные слои атмосферы (рис. 1.20: 6 – граница атмосферы).

На начальном участке от точки 1 до точки 2 (рис. 1.20), «участке захвата», система управления обеспечивает надежный «захват» СА атмосферой Земли при ограничении максимальной величины суммарной перегрузки ($n < 8$), а также выведение СА на изоперегрузочный режим полета. Первый участок непродолжителен по времени и малоэффективен для цели гашения скорости. Скорость движения СА на этом участке уменьшается всего на 0,6–3 км/с (для больших скоростей входа характерны меньшие значения). Одной из основных задач, которые должны быть решены СУС на участке 1–2, является уточнение траектории снижения и получение достаточной информации для обеспечения условий как по захвату СА атмосферой, так и по перегрузочному режиму. В точке 2 начинается участок управления при постоянном аэродинамическом торможении (режим изоперегрузки; $n = const$). Участок 2–3 является основным для торможения. В точке 3, при достижении СА скорости $V=9-10$ км/с начинается прогнозирование дальности. Таким образом, если на участке 2-3 СУС решает задачу удержания СА в атмосфере, обеспечивая выполнения условия $n = n_{\max} \leq n_{\text{доп}}$, то на участке 3–4 обеспечивается выполнение требуемых конечных условий.

На участке траектории от точки 4 до точки 5 реализуется баллистический режим полета за пределами атмосферы. Здесь система управления выполняет только задачу угловой ориентации и стабилизации СА. Точка 5 служит началом конечного участка, на котором происходит наведение СА на требуемую точку посадки.

Рассмотрим алгоритм управления движением СА на участках первого и второго погружения в атмосферу. Программное изменение угла крена γ в

невозмущенном движении выбирается в классе кусочно-непрерывных функций вида, изображенного на рис. 1.21.

Параметры l_1, l_2, t_1, t_2 в невозмущенном движении выбираются таким образом, чтобы обеспечить приведение СА в заданную точку посадки. При действии возмущений эти параметры корректируются, исходя из обеспечения нулевых отклонений по дальности ($\Delta L = 0$) и по боковому отклонению ($\Delta Z = 0$). Наиболее простая зависимость для расчета управления $\gamma_{np}(t)$ определяется следующим выражением [7]:

$$\gamma(t) = \gamma_{np}(t + \varepsilon)[1 + \delta]. \quad (1.98)$$

Параметр δ вызывает изменение функции $\gamma_{np}(t)$, аналогичное амплитудной модуляции, когда форма кривой $\gamma_{np}(t)$ не изменяется, а происходит пропорциональное удаление или приближение точек программной кривой к оси абсцисс. Параметр ε определяет сдвиг аргумента функции $\gamma_{np}(t)$, вызывая перемещение программной кривой вдоль оси абсцисс.

Логика функционирования системы управления на участках первого и второго погружения следующая.

При номинальных значениях параметров модуляции, выбранных заранее, производится опорный прогноз: интегрируются в БЦВМ уравнения движения СА на всех трех участках полета при начальных условиях, задаваемых системой навигации. В результате определяется дальность L_0 и боковое отклонение Z_0 . Затем аналогично проводятся еще два прогноза, задавая каждый раз по новому значению одного из модулирующих параметров. В результате получают приближенные значения частных производных дальности и бокового отклонения по модулирующим параметрам δ и ε :

$$\frac{\partial L}{\partial \delta} \approx \frac{L_1 - L_0}{\delta_1 - \delta_0}; \quad \frac{\partial L}{\partial \varepsilon} \approx \frac{L_2 - L_0}{\varepsilon_2 - \varepsilon_0}; \quad \frac{\partial Z}{\partial \delta} \approx \frac{Z_1 - Z_0}{\delta_1 - \delta_0}; \quad \frac{\partial Z}{\partial \varepsilon} \approx \frac{Z_2 - Z_0}{\varepsilon_2 - \varepsilon_0}.$$

Управляющие изменения модулирующих параметров $\Delta \delta_y$ и $\Delta \varepsilon_y$ находятся, в предположении допустимости использования линейной теории возмущений путем решения следующей системы алгебраических уравнений

$$\begin{cases} \frac{\partial L}{\partial \delta} \Delta \delta_y + \frac{\partial L}{\partial \varepsilon} \Delta \varepsilon_y + L_0 - L_{i\ddot{i}} = 0; \\ \frac{\partial Z}{\partial \delta} \Delta \delta_y + \frac{\partial Z}{\partial \varepsilon} \Delta \varepsilon_y + Z_0 - Z_{i\ddot{i}} = 0. \end{cases} \quad (1.99)$$

По найденным значениям $\Delta \delta_y$ и $\Delta \varepsilon_y$ уточняется программа по углу крена $\gamma_{пр}(t)$. Системой угловой стабилизации обрабатывается новое программное значение угла крена; тем самым реализуется наведение в заданную точку посадки. Описанная процедура повторяется, начиная с момента прогнозирования дальности, через равные промежутки времени, называемые периодами дискретности управления. Период дискретности выбирается, исходя из условия отработки действующих на СА возмущений. Слишком малый период дискретности управления предъявляет повышенные требования к быстродействию БЦВМ. Частные производные $\frac{\partial L}{\partial \delta}, \frac{\partial L}{\partial \varepsilon}, \frac{\partial Z}{\partial \delta}, \frac{\partial Z}{\partial \varepsilon}$ могут быть получены заранее на Земле. В этом случае повышаются требования к объему памяти БЦВМ и уменьшаются требования к быстродействию.

Расчеты динамики и точности спуска, проведенные с учетом функционирования СУС, реализующей описанные принципы, показали, что без ущерба для качества управления можно пойти на некоторое упрощение алгоритма наведения. Например, удовлетворительные результаты были получены при использовании алгоритма наведения в боковом направлении релейного вида (рис. 1.22). Если боковое отклонение в возмущенном движении не выходило по модулю за пределы определенной величины ΔZ_0 , то смещение момента переворота отсутствовало ($\Delta \varepsilon_y = 0$). В этом случае управляющий сигнал в продольной плоскости находится из уравнения

$$\frac{\partial L}{\partial \delta} \Delta \delta_y + L_0 - L_{ном} = 0. \quad (1.100)$$

Если отклонение в боковом направлении выходило за пределы допустимого значения ΔZ_0 , то смещение момента переворота выбиралось отличным от нуля и равным $\pm \Delta \varepsilon_y$ в зависимости от знака бокового отклонения (номинальный момент переворота $t_{п}$ (рис. 1.21) обычно выбирают в середине

участка погружения). В этом случае управляющий сигнал по дальности находился с учетом вынужденного отклонения дальности из первого уравнения системы (1.99), в котором $\Delta\varepsilon_y$ заранее известно. Достаточно эффективным оказывается другой алгоритм наведения, когда момент t_{II} определяется моментом достижения кажущейся скоростью W заданного значения «С»:

$$W = \int_0^{t_{II}} \sqrt{\dot{W}_x^2 + \dot{W}_y^2 + \dot{W}_z^2} dt = C, \quad (1.101)$$

где $\dot{W}_x, \dot{W}_y, \dot{W}_z$ измеряются акселерометрами, установленными на гиросtabilизированной платформе. Результаты исследования [6, 12, 13] показали, что рассматриваемый алгоритм при соответствующем выборе его параметров, обеспечивает высокую методическую точность даже при больших дальностях траектории спуска (до 10000км) и значительных вариациях плотности атмосферы вдоль траектории спуска. При этом допустимый коридор входа по условному перигею при отсутствии возмущений $\Delta h_p \approx 40$ км, а при действии возмущений – 30км. Для указанного коридора входа методическая точность приведения СА в заданную точку посадки лежит в пределах нескольких километров.

Динамические характеристики процессов управления по углу крена не предъявляют высоких требований к быстродействию системы угловой стабилизации и могут быть реализованы ею. Интервал дискретности управления без ущерба для точности оказалось возможным выбрать в пределах 10с.

Метод наведения, использующий прогнозирование точки посадки по приближенным алгебраическим соотношениям, является комбинацией методов, использующих номинальную траекторию (см. раздел 1.1.8), и методов, основанных на прогнозировании с помощью интегрирования уравнений движения (см. раздел 1.1.9), так как используемые алгебраические соотношения – приближенные аналитические решения дифференциальных уравнений движения. Разнообразие алгоритмов наведения, использующих данный метод, определяется множеством различных типов траекторий спуска, для которых

можно получить аналитическое решение уравнений движения, а также разнообразием допущений для получения аналитического решения.

Способ прогнозирования на основе решения системы дифференциальных уравнений движения в замкнутой форме позволяет существенно снизить требования к БЦВМ по сравнению с методом прогнозирования с помощью решения краевой задачи, рассмотренным выше.

Алгоритм, реализующий управление на участке первого погружения, подробно описан в работах [4, 6]. Не останавливаясь на его рассмотрении, отметим, что спрогнозированная по приведенным в работе [4] формулам полная дальность отличается от дальности, полученной при реальном движении, не более чем на 100км. Окончательная оценка точности спуска проводилась для различных дальностей траектории спуска при действии полного комплекса возмущений. Расчеты показали, что СУС, использующая алгоритм прогнозирования точки посадки с помощью приближенных алгебраических соотношений и реализующая управление относительно формируемой во время полета программной траектории от момента $t = 0$ до момента вылета из атмосферы, обеспечивает приведение СА в точку второго погружения в атмосферу с погрешностями, которые могут быть компенсированы СУС на участке второго погружения.

1.2.4 Управление движением СА на конечном участке спуска

Имеющиеся в настоящее время автономные СУС не обеспечивают требуемой точности посадки порядка сотен метров. Получение такой точности наведения СА в заданную точку с использованием только автономным средств управления весьма затруднительно из-за наличия ошибок в определении начальных параметров входа, инструментальных погрешностей навигационных систем, действия различного рода возмущающих факторов и т.д. В частности, рассмотренный в разделе 1.2.3 метод управления также не обеспечивает требуемую точность посадки, так как прогнозирование траектории спуска на конечном участке будет довольно неточным из-за невозможности учета быстро

меняющихся значений аэродинамических коэффициентов на околозвуковых скоростях полета.

Одним из возможных путей решения задачи обеспечения посадки СА непосредственно на космодром является создание комбинированных (полуавтономных) СУС, использующих на конечном участке спуска внешнюю информацию с целью уточнения взаимного положения СА и точки посадки. Такую информацию можно получить при использовании наземной радиолокационной станции (РЛС) или всенаправленного радиомаяка. Подобного рода СУС могут быть применены для точного приведения на космодром современных орбитальных КА многоразового использования, обладающих сравнительно высоким аэродинамическим качеством ($K=2-4$), а также КА входящих в атмосферу Земли и других планет с гиперболическими скоростями.

Одной из основных проблем при проектировании данных СУС является обеспечение радиосвязи СА с Землей на конечном участке спуска. Так как в настоящее время радиосвязь не может быть обеспечена на всем атмосферном участке спуска, то на начальном участке входа используются автономные СУС, а радионаведение используется с момента восстановления радиосвязи.

При использовании командного наведения СА в точку посадки, положение СА в геоцентрической СК определяется с помощью наземной РЛС. Путем обработки результатов измерений определяется вектор фазового состояния СА. В наземном вычислительном комплексе проводится интегрирование уравнений движения СА в ускоренном масштабе времени и определяется требуемая величина управляющего параметра, обеспечивающая приведение СА в заданную точку посадки (углов γ или $\alpha - \gamma$). Для уменьшения требований к быстродействию ЦВМ возможен режим работы ЦВМ, основанный на сравнении реальной траектории полета СА с серией опорных траекторий, заложенных в памяти ЦВМ, и выбор опорной траектории, удовлетворяющей фактическому фазовому состоянию СА. Сигналы коррекции высоты, дальности, азимута передаются на борт СА по радиолинии с

предварительным разделением их по каналам автопилота. Одним из важнейших вопросов, который должен учитываться при проектировании данной СУС, является вопрос о прохождении радиосигналов через ионизированный слой газа, окружающий СА при спуске в атмосфере с большими скоростями.

На конечном участке спуска возможно также использование различных методов самонаведения СА на маяк.

В связи с тем, что скорость полета СА значительно превышает окружную скорость маяка в геоцентрической инерциальной СК, с кинематической точки зрения все известные методы самонаведения в данном случае приблизительно равноценны. Поэтому выбор того или иного метода самонаведения диктуется, в первую очередь, составом бортового оборудования, плавностью изменения кинематических параметров траектории, возможностью ограничения этих параметров, возможностью выполнения задачи в аварийных ситуациях. С этой точки зрения заслуживает внимания метод пропорционального сближения. При использовании в качестве управляющего параметра угла крена γ самонаведение СА на маяк может быть организовано в плоскости наведения, проходящей через вектор текущей скорости СА и линию визирования, причем в качестве управляющей силы используется проекция вектора подъемной силы на эту плоскость. Для осуществления самонаведения СА в точку посадки на борту необходимо иметь пассивную радиолокационную головку самонаведения и аппаратуру канала управления, а на Земле – радиомаяк со всенаправленным излучением.

Таким образом, использование на конечном участке спуска внешней информации из района посадки является одним из необходимых условий повышения точности посадки современных космических аппаратов.

2. ВОЕННОЕ ПРИМЕНЕНИЕ СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ ГЛОНАСС И NAVSTAR

На сегодняшний день в мире существует несколько навигационных систем, использующих искусственные спутники Земли, но предлагают глобальный сервис позиционирования практически в любом месте нашей планеты только две: российская ГЛОНАСС и американская NAVSTAR [1, 7, 16].

2.1 Развитие радионавигации в США

Навигационная система GPS (Global Positioning System) изначально разрабатывалась как военная система. Военные нуждались, с одной стороны, в средствах наведения высокоточного оружия дальнего радиуса действия и, с другой стороны, в универсальной системе навигации, доступной для массового применения в армии. Очевидным решением было объединение этих двух задач в одну – создание системы точного позиционирования. Начиная с 1960-х годов Министерство обороны США начало развивать идею создания глобальной, всепогодной, непрерывно доступной, очень точной системы навигации и позиционирования.

После определения основных требований к системе Военно-морские и Военно-воздушные силы США приступили к разработке концепции использования в целях навигации и позиционирования радиосигналов, излучаемых со спутников. Были изучены параметры прохождения сигнала через толщу земной атмосферы и возникающий при движении спутника по орбите доплеровский сдвиг частоты. Исследования APL (Applied Physics Laboratory, лаборатории прикладной физики) показали, что по доплеровскому сдвигу можно вычислить полную орбиту спутника. Доктор Фрэнк Мак Клар из APL указал, что, если известна полная орбита спутника, то по доплеровскому сдвигу можно вычислить точное положение спутника на орбите. Возник интерес к обратной задаче: расчет координат приемника на основании принятых со спутника сигналов.

Военно-морские силы финансировали две программы, ставшие предшественниками GPS: TRANSIT и TIMATION [16]. Система TRANSIT

стала первой действующей спутниковой навигационной системой. Разработанная в 1964г. в лаборатории прикладной физики имени Джона Гопкинса под руководством доктора Ричарда Кешнера система TRANSIT состояла из 7 низкоорбитальных спутников, которые излучали высоко стабильные радиосигналы. Несколько наземных станций слежения контролировали и корректировали параметры орбиты. Пользователи системы определяли свои координаты на земной поверхности, измеряя доплеровский сдвиг частоты от каждого спутника. Изначально разработанная Военно-морскими силами для управления подводными лодками с баллистическими ракетами Polaris на борту в 1967г. система TRANSIT стала доступной для гражданских пользователей.

Второй предшественник GPS, Timation, был разработан в NRL (Naval Research Laboratory, Военно-морская исследовательская лаборатория) под руководством Роджера Истона. Программа исследований стартовала в 1964г. и включала в себя запуск двух искусственных спутников, несущих на борту разработанные ранее сверхстабильные часы, передачу со спутника прецизионных сигналов точного времени и определения двухмерных координат приемника. Основная идея состояла в использовании синхронизированных передатчиков, излучающих зондирующий сигнал. Измеряя задержку прохождения сигнала от спутников, имеющих заранее известные координаты, можно вычислить расстояние до спутников и рассчитать на основании этого координаты приемника.

2.1.1 Современное состояние NAVSTAR GPS

Начиная с 1996г., на орбиту начали выводить спутники нового типа, «Блок 2R», изготовленные компанией «Martin Marietta», принадлежащей аэрокосмическому отделению концерна «General Electric». Эти спутники имеют расширенные возможности, включая систему автономной навигации AUTONAV. В случае невозможности контакта с наземной станцией управления автоматически включается система AUTONAV, позволяющая спутнику

автономно функционировать без снижения точности как минимум 180 дней. К марту 2005г. на орбите находилось 29 спутников NAVSTAR GPS, включая резервные. Для сравнения можно сказать, что российская система ГЛОНАСС состояла из 10 неравномерно распределенных по орбитам спутников. Во время разработки первоначальной концепции GPS считалось, что точности в 100 м будет достаточно для гражданских применений. При испытаниях в конце 1970-х годов выяснилось, что возможно достичь реальной точности позиционирования в пределах 20 – 30м.

2.1.2 Современное военное применение GPS

В 1980-х годах GPS играла вторичную роль в военных операциях, проводимых Вооруженными силами США. Например, ВМФ США использовали GPS для определения расположения минных полей в Персидском заливе в 1987 – 1988гг., а ВВС США применяли GPS во время вторжения в Панаму в декабре 1989 г. для устранения неточностей в имеющихся картах.

Кризис в Персидском заливе, случившийся в 1990 – 1991гг., стал для GPS первым полномасштабным боевым испытанием, разрешившим все сомнения в полезности системы NAVSTAR.

Для большинства пользователей GPS, из числа задействованных во время операции «Буря в пустыне», система навигации была техническим средством, обеспечивающим ведение боевых действий в пустыне. Спутники GPS позволили силам антииракской коалиции маневрировать, определять свое положение на местности и вести огонь с беспрецедентной точностью 24ч. в сутки в тяжелейших условиях – частые песчаные бури, отсутствие мощеных дорог, растительного покрова и других заметных ориентиров на местности.

После войны в Персидском заливе США несколько раз использовали GPS в различных военных и миротворческих операциях. Например, в 1993г. GPS использовалась при осуществлении доставки продовольствия и гуманитарных грузов в Сомали (стандартных высокоточных карт для многих районов этой страны не существует, поэтому использовалась привязка к заранее

определенным наземным пунктам с точно известными координатами). Высадка американских войск на Гаити в 1994г. также сопровождалась интенсивным использованием GPS.

Сочетание высокоточной спутниковой съемки и ракет со сверхточным наведением позволило уничтожить большинство укрытий, сооруженных в горных тоннелях, пещерах и ущельях во время проведения антитеррористической операции в Афганистане. Боеголовки ракет включали в себя комплекс, состоящий из системы интеллектуального оптического наведения и GPS, в режиме реального времени вычисляющую трехмерные координаты ракеты.

Военные и гражданские пользователи предъявляют к приемникам GPS одни и те же основные требования: малый вес, низкая цена, надежность, простота в обращении. Поэтому, военное навигационное оборудование военного и коммерческого назначения в США производят одни и те же фирмы.

2.2 Развитие радионавигации в СССР и России

Ведущая роль в создании основных теоретических положений спутниковой навигации принадлежит научному коллективу Ленинградской военно-воздушной инженерной академии им. А.Ф.Можайского под руководством профессора В.С. Шебшаевича [9, 16].

Работы по созданию отечественной навигационной спутниковой системы были развернуты в середине 1960-х годов, а 27 ноября 1967г. был выведен на орбиту первый навигационный отечественный спутник «Космос – 192» [5]. Навигационный спутник обеспечивал непрерывное, в течение всего времени активного существования, излучение радионавигационного сигнала на частотах 150 и 400 МГц. Среднеквадратическая погрешность местоопределения по этому спутнику составляла 250 – 300м.

В 1979г. была сдана в эксплуатацию навигационная система первого поколения «Цикада» в составе 4-х навигационных спутников, выведенных на круговые орбиты высотой 1000км., наклоном 83 и равномерным

распределением плоскостей орбит вдоль экватора. Она позволяет потребителю через каждые два часа входить в радиокontakt с одним из навигационных спутников и определять плановые координаты своего места при продолжительности навигационного сеанса до 6 мин.

В дальнейшем спутники системы «Цикада» были дооборудованы приемной измерительной аппаратурой обнаружения терпящих бедствие объектов, которые оснащаются специальными радиобуями, излучающими сигналы бедствия на частотах 121 МГц. и 406 МГц. Эти сигналы принимаются спутниками системы «Цикада» и ретранслируются на специальные наземные станции, где проводится вычисление точных координат аварийных объектов (судов, самолетов и др.)

Успешная эксплуатация низкоорбитальных спутниковых навигационных систем морскими потребителями привлекла широкое внимание к спутниковой навигации. Возникла необходимость создания универсальной навигационной системы, удовлетворяющей требованиям всех потенциальных потребителей: авиации, морского флота, наземных транспортных средств и космических кораблей.

Выполнить требования всех указанных классов потребителей низкоорбитальные системы в силу принципов, заложенных в основу их построения, не могли. Перспективная спутниковая навигационная система должна обеспечивать потребителю в любой момент времени возможность определять три пространственные координаты, вектор скорости и точное время. Для получения потребителем трех пространственных координат беззапросным методом требуется проведение измерений навигационного параметра до четырех спутников, при этом одновременно с тремя координатами местоположения потребитель определяет также расхождение показаний собственных часов относительно шкалы времени спутниковой системы.

Исходя из принципа навигационных определений, выбрана структура спутниковой системы, которая обеспечивает в любой момент времени одновременную радиовидимость потребителем, находящимся в любой точке

Земли, четырех спутников, при минимальном общем их количестве в системе. Это обстоятельство ограничило высоту орбиты навигационных спутников 20 тыс.км. (дальнейшее увеличение высоты не ведет к расширению зоны радиообзора, а следовательно, и к уменьшению необходимого количества спутников в системе). Для гарантированной видимости потребителем не менее четырех спутников, их количество в системе должно составлять 18, однако оно было увеличено до 24-х с целью повышения точности определения собственных координат и скорости потребителя путем предоставления ему возможности выбора из числа видимых спутников четверки, обеспечивающей наивысшую точность.

Для экспериментального определения параметров геопотенциала на орбиты навигационных спутников были запущены два пассивных ИСЗ «Эталон» («Космос – 1989» и «Космос – 2024»), предназначенных для измерения параметров их движения высокоточными квантово-оптическими измерительными средствами. Благодаря этим работам достигнутая в настоящее время точность эфемерид навигационных спутников при прогнозе на 30ч. составляет: вдоль орбиты – 20м; по бинормали к орбите – 10м.; по высоте 5м. Летные испытания высокоорбитальной отечественной навигационной системы, получившей название ГЛОНАСС, были начаты в октябре 1982г., запуском спутника «Космос - 1413». В 1995г. было завершено развертывание системы навигационных спутников (СРНС) ГЛОНАСС до ее штатного состава (24 навигационных спутника (НС)) [16].

Основным заказчиком и ответственным за испытания и управление системами являются Космические войска РФ. Механизм государственного контроля и координации работ по СРНС ГЛОНАСС осуществляется на межведомственной основе Координационным Советом, созданным в соответствии с Постановлением Правительства РФ № 237 от 7 марта 1995г. Рабочим органом Координационного Совета определен научно-технический центр «Интернавигация».

2.3 Общие принципы функционирования спутниковых навигационных систем

2.3.1 *Обобщенная структура спутниковой навигационной системы*

Спутниковые навигационные системы GPS и ГЛОНАСС создавались, исходя из требований, соответствующих их прямому назначению. Подразумевалась их глобальность, независимость от метеорологических условий, рельефа местности, степени подвижности объекта, непрерывность работы и круглосуточная доступность, помехозащищенность, компактность аппаратуры потребителя и др.

В СНС GPS и ГЛОНАСС высокие эксплуатационные характеристики достигаются путем совместного функционирования трех основных сегментов:

- космического сегмента;
- сегмента управления;
- сегмента потребителей.

Кроме основных сегментов существует функциональное дополнение - дифференциальная подсистема (DGPS), а также ряд вспомогательных элементов: специальные каналы наземной и космической связи, средства вывода спутников на орбиту и т.п.

Основу концепции СНС GPS и ГЛОНАСС составили независимость и беззапросность навигационных определений. Независимость подразумевает определение искомым навигационных данных непосредственно в аппаратуре потребителя. Беззапросность системы означает, что все вычисления в аппаратуре потребителя вычисляются только на основе пассивно принятых сигналов от навигационных космических аппаратов (НКА) с заранее точно известными орбитальными координатами.

2.3.1.1 *Космический сегмент*

Точность местоопределения и стабильность функционирования СНС в большой степени зависит от взаимного орбитального расположения спутников и параметров их сигналов. Как правило, требуется, чтобы в зоне видимости потребителя находилось не менее 3 – 5 НКА. На практике орбитальная структура строится таким образом, что для большинства потребителей постоянно видны более 6 НКА, и потребитель имеет возможность выбирать оптимальное созвездие по определенному алгоритму, заложенному в вычислитель приемника. Действующие в настоящее время средневысотные орбиты с высотой около 20000км. позволяют принимать сигналы каждого НКА почти на половине поверхности Земли, что обеспечивает непрерывность радионавигационного поля. Системы GPS и ГЛОНАСС часто называют сетевыми СНС, т.к. принципиальное значение для их функционирования имеет взаимная синхронизация НКА по орбитальным координатам и параметрам излучаемых сигналов, т.е. объединение НКА в сеть.

В состав стандартного НКА входят радиопередающее оборудование для передачи навигационного сигнала и телеметрической информации, радиоприемное оборудование для приема команд наземного комплекса управления, антенны, бортовая ЭВМ, бортовой эталон времени и частоты, солнечные батареи, аккумуляторные батареи, системы ориентации на орбите и т.д. Современные НКА могут нести сопутствующее оборудование, такое как детекторы для обнаружения наземных ядерных взрывов и элементы систем боевого управления [4, 7, 14].

Излучаемые НКА сигналы содержат дальномерную и служебную информацию. Дальномерная составляющая используется потребителями непосредственно для определения навигационных параметров – дальности до НКА, вектора скорости потребителя, его пространственной ориентации и т.п. Служебная составляющая содержит информацию о координатах спутников, шкале времени, векторах скоростей НКА и т.д.

Дальномерная составляющая содержит компоненты стандартной и высокой точности. Стандартная точность измерений доступна всем

потребителям, высокая – только авторизованным, т.е. имеющим разрешение военных контролирующих органов. Разграничение доступа достигается путем кодирования сигналов высокой точности.

В условиях военных действий возможны попытки как постановки преднамеренных помех с целью подавления сигнала СНС, так и попытки навязывания, т.е. подмены сигнала и ввода в приемную аппаратуру противника заведомо ложной информации при помощи сторонних передатчиков. В зарубежной литературе в это понятие включают и применение помехоустойчивых кодов, так как в условиях радиоэлектронной войны попытки навязывания начинаются с постановки активных помех с целью прервать нормальную работу и дезориентировать противника.

2.3.1.2 Сегмент управления

Сегмент управления состоит из главной станции, совмещенной с вычислительным центром, группы контрольно-измерительных станций (КИС), связанных с главной станцией и между собой каналами связи, наземного эталона времени и частоты. Координаты КИС (фазового центра антенны) определены в трех измерениях с максимально доступной точностью. При полете НКА в зоне видимости КИС она осуществляет наблюдение за спутником, принимает навигационные сигналы, осуществляет первичную обработку информации и производит обмен данными с главной станцией. На главной станции происходит сбор информации от всех КИС, ее математическая обработка и вычисление различных координатных и корректирующих данных, подлежащих загрузке в бортовую ЭВМ НКА.

Данные, подлежащие загрузке, подразделяются на оперативные, обновляемые при каждом сеансе связи, и долговременные. В случае возникновения нештатной ситуации возможно проведение внеплановых сеансов связи и загрузки данных при условии нахождения НКА в зоне видимости одной из КИС.

Наземный эталон времени и частоты имеет более высокую точность, чем бортовые эталоны, и предназначен для синхронизации всех процессов, происходящих в СНС и коррекции бортовых эталонов.

Сочетание независимости и беззапросности придает СНС неограниченную пропускную способность – произвольное число потребителей может использовать сигналы СНС в любой момент времени.

2.3.1.3 Сегмент потребителей

Сегмент потребителей условно делят на три части: военные организации, гражданские организации, частные лица. Независимо от назначения потребительского оборудования в нем присутствуют радиочастотный канал, в котором происходит прием радиосигналов НКА и их первичная обработка, и вычислитель, предназначенный для вторичной обработки сигнала, выделения навигационной информации, реализации алгоритма выбора оптимального созвездия и вычисления пространственных координат и вектора скорости потребителя. Сначала определяются текущие координаты НКА и дальности до них, затем вычисляются географические координаты потребителя. Вектор скорости потребителя вычисляется путем измерения доплеровских сдвигов частоты НКА при известных векторах скорости спутников. Далее, в зависимости от назначения приемника, информация поступает на устройство отображения, в канал передачи, или на блок управления внешними исполнительными механизмами.

2.4 Система глобального позиционирования ГЛОНАСС

2.4.1 Космический сегмент

Полная проектная группировка НКА системы ГЛОНАСС состоит из 24 спутников, равномерно распределенных в трех орбитальных плоскостях (рис. 2.1). Орбитальные плоскости разнесены относительно друг друга на 120° по

абсолютной долготе восходящего узла и имеют условные номера 1, 2 и 3, возрастающие по направлению вращения Земли.

В каждой орбитальной плоскости расположено по 8 спутников со сдвигом по аргументу широты на 45° . Орбитальные плоскости сдвинуты друг относительно друга на 15° , т.е. спутники в соседних орбитальных плоскостях смещены на 15° по аргументу широты. Нумерация позиций спутников производится по порядку их следования на орбите в определенный момент времени и против их движения. Спутникам первой орбитальной плоскости присвоены номера 1...8, второй орбитальной плоскости – 9...16, третьей – 17...24.

Орбиты спутников являются близкими к круговым, с высотой 18840...19440км. (номинальное значение 19100км.). Наклонение орбит – $64,8^\circ \pm 0,3^\circ$. Точность выведения спутника в заданную точку орбиты составляет $\pm 0,5$ с. по периоду обращения, $\pm 1^\circ$ по аргументу широты и $\pm 0,01^\circ$ по эксцентриситету.

Орбитальная структура системы спутников построена таким образом, что в каждой точке земной поверхности и околоземного пространства одновременно наблюдаются не менее четырех спутников. Их взаимное расположение обеспечивает необходимые точностные характеристики системы.

Непрерывность навигационного поля системы ГЛОНАСС обеспечивается на высотах до 2000км. Система сохраняет полную работоспособность при одновременном выходе из строя до 6 НКА.

Интервал повторяемости трасс движения НКА и, соответственно, зон радиовидимости наземными потребителями составляет 17 витков или 7сут. 24ч. 27мин. 28с. СНС ГЛОНАСС не является резонансной, т.е. спутники в своем орбитальном движении не имеют синхронизма с вращением Земли.

Выведение НКА на орбиту осуществляется по групповой схеме, по три спутника одновременно. Схема выведения НКА состоит из трех этапов:

- выведение головной части на промежуточную круговую орбиту высотой около 200км.;

- переход на эллиптическую орбиту с перигеем около 200км., апогеем 19100км. и наклоном 64,3°;
- переход на круговую орбиту высотой 19100км.

Время активного существования спутника составляет 5 лет, ведутся работы по увеличению этого срока до 15 лет.

Формирование высокостабильных синхрочастот и бортовой шкалы времени происходит при помощи бортового хронизатора. В состав хронизатора входят три комплекта цезиевого атомного стандарта частоты и устройство формирования синхрочастот и шкал времени.

В состав бортового оборудования входят: бортовой навигационный передатчик, блоки формирования навигационных сигналов, бортовая ЭВМ, системы ориентации и коррекции орбиты, телеметрии, приема сигналов наземного комплекса управления, терморегулирования и электропитания.

Система ориентации и стабилизации спутников построена по активной трехосной схеме с управляющими двигателями – маховиками и реактивной системой разгрузки. Система ориентации обеспечивает реализацию программы начальной ориентации НКА после выведения на орбиту, успокоение спутника, ориентацию продольной оси спутника на центр Земли, а солнечных батарей – на Солнце, управление вектором тяги двигателей системы коррекции.

2.4.2 *Сегмент управления*

Сегмент управления системы ГЛОНАСС состоит из следующих функциональных компонентов:

- центра управления системой;
- центрального синхронизатора;
- контрольных станций;
- системы контроля фаз;
- кванто-оптических станций;
- аппаратуры контроля поля.

Все компоненты функционально связаны между собой. Наземный сегмент осуществляет:

- траекторные измерения для уточнения и прогнозирования орбит спутников;
- временные измерения для определения расхождения бортовых шкал времени относительно системной шкалы и синхронизацию бортовых шкал;
- формирование массива служебной информации;
- контроль за работой бортовых систем НКА на основе телеметрической информации;
- анализ содержания навигационных сообщений НКА;
- слежение за характеристиками навигационного поля.

Наземные станции слежения находятся в точках, координаты которых определены с максимально высокой точностью, и предназначены для проведения траекторных, временных измерений и сбора телеметрической информации.

Измерения траекторных параметров осуществляются запросным способом. По запросу со станции слежения спутник формирует ответ. По задержке ответа и доплеровскому сдвигу частоты определяются радиальная скорость спутника и дальность до спутника с погрешностью не более 2...3м. Одновременно с измерением траекторных параметров происходит сбор телеметрической информации и выгрузка служебных данных.

В настоящее время на территории России, кроме центра управления, действует семь станций слежения. На станциях предусмотрено тройное резервирование аппаратуры.

Входящие в состав наземного комплекса кванто-оптические станции предназначены для периодического высокоточного измерения дальности до НКА при помощи лазерного дальномера. В настоящее время кванто-оптические станции позволяют измерять дальность до объектов на высотах до 40000км.

Дальномерная ошибка станций не превышает 1,5...1,8см., а угломерная – от 0,5" до 2".

Кроме измерения траекторных и временных параметров НКА, наземные станции слежения обеспечивают контроль за качеством навигационного сервиса СНС.

Поскольку координаты эталонных приемников точно определены, для каждого видимого НКА можно рассчитать прогнозируемые значения псевдодальностей и псевдоскоростей в заданные моменты времени.

В процессе функционирования НКА происходит сбор навигационных сообщений ото всех видимых спутников и вычисление псевдодальностей и псевдоскоростей. Затем, в автономном режиме, происходит обработка и проверка полученной информации.

В режиме контроля навигационного поля происходит решение навигационной задачи по оптимальному созвездию над станцией слежения. Результат определения координат сравнивается с эталонным. При наличии сверхнормативных расхождений, сообщение об ошибке и пакет принятой информации передаются в центр управления для дальнейшего анализа и принятия решения [7].

2.4.3 Сегмент потребителей

В состав сегмента потребителей принято включать сообщество потребителей навигационной услуги, приемники навигационного сигнала, излучаемого спутниками, и подключаемое периферийное оборудование – антенны, устройства отображения информации, блоки информации и т.д.

После приема и обработки навигационных сигналов аппаратура потребителя измеряет и вычисляет навигационные параметры: псевдодальность и псевдоскорость; вычисляет геоцентрические координаты, переводит их в геодезические координаты, вектор скорости и высоту над опорным эллипсоидом; находит поправку к местной шкале времени относительно системного времени.

2.4.4 *Интерфейс системы ГЛОНАСС*

Интерфейс системы подразумевает под собой перечень требований, описаний и технические стандарты сигналов, посредством которых происходит передача информации от космического сегмента СНС ГЛОНАСС к сегменту потребителей.

Интерфейс СНС ГЛОНАСС беззапросный, т.е. НКА излучают радиосигналы на частотах L1 (1600МГц) и L2 (1250МГц) непрерывно, и любой приемник потребителя, находящийся в зоне радиовидимости НКА, в произвольный момент времени может получать от него навигационную информацию в пассивном режиме.

В СНС ГЛОНАСС излучаются навигационные сигналы двух типов: стандартной точности и высокой точности. Сигнал стандартной точности с тактовой частотой 0,511МГц предназначен для использования гражданскими потребителями, находящимися в любой стране мира. Сигнал высокой точности с тактовой частотой 5,11МГц модулирован специальным (закрытым) кодом и не рекомендован к использованию без согласования с МО РФ. В системе ГЛОНАСС не используется режим преднамеренного ухудшения навигационных характеристик кода стандартной точности.

2.5 Система глобального позиционирования GPS NAVSTAR

Система GPS NAVSTAR, как и ГЛОНАСС, состоит из трех сегментов: космического, управляющего и потребительского [3, 4, 7].

2.5.1 *Космический сегмент*

Полное созвездие NAVSTAR GPS состоит из 24 действующих и не менее 3-х резервных НКА (рис. 2.2). Действующие НКА движутся по шести круговым орбитам. Орбиты наклонены к плоскости экватора под углом 55°, угол между плоскостями орбит 60°. НКА движутся на высоте 10900 морских миль, что соответствует 20180 км. Период обращения НКА 11ч. 58мин.

Распределение НКА по орбитам подобрано таким образом, что в зоне видимости над каждой точкой земной поверхности постоянно находится созвездие как минимум из пяти НКА.

Одновременно используются несколько типов НКА. В середине 1980-х годов были запущены первые несколько НКА серии «Block I». Начиная с 1989г. выводилась на орбиту следующая серия – «Block II». Запуск третьей серии – «Block II R» (Replenishment – новый ресурс) начался в 1996г. Четвертая серия, запуск которой запланирован на период до 2006г., получила условное название «Block II F» (Follow-on – модернизация в процессе эксплуатации).

Размеры каждого НКА составляют около 1,5м в ширину и 5,3м в длину, включая панели солнечных батарей.

Важнейшим элементом каждого НКА являются рубидиевые и цезиевые атомные стандарты частоты («часы»), по четыре модуля на каждом НКА. Несмотря на то, что бортовые «часы» сами по себе чрезвычайно точны, их показания периодически корректируются с Земли. Кроме генерации собственно сигналов точного времени атомные стандарты частоты служат источником опорной частоты 10,23МГц для бортовых передатчиков, которые излучают сигнал на двух частотах: $L1=1575,42\text{МГц}$ и $L2=1227,6\text{МГц}$. Эти частоты кратны опорной частоте. Мощность бортовых передатчиков в разных модификациях около 50 – 60Вт.

Кроме стандартов частоты и передатчиков в состав бортового оборудования входят синтезатор частот, блоки формирования навигационных сигналов, одна основная и две резервных бортовых ЭВМ, системы ориентации и коррекции орбиты, телеметрии, приема и ретрансляции сигналов наземного комплекса управления, терморегулирования и электропитания.

Система терморегулирования состоит из теплоотводящих панелей и нагревательных элементов. Источником электроэнергии являются панели солнечных батарей, а во время прохождения через тень Земли питание бортового оборудования осуществляется от никель-кадмиевых аккумуляторов.

Для передачи навигационных сигналов применяются фазированные антенные решетки на основе спиральных излучающих элементов. В линии обмена данными с наземным комплексом используются спирально-конические и конические антенны.

Бортовая подсистема телеметрии осуществляет передачу по радиоканалу данных о состоянии бортовой аппаратуры в наземный сегмент управления. По этому же каналу с Земли передаются поправки к показаниям бортовых часов. Для точного определения параметров орбит НКА с Земли посылаются специальный запросный сигнал, который при помощи бортового ретранслятора отсылается обратно. При помощи измерения задержки и доплеровского сдвига частоты этого сигнала осуществляется точное определение параметров орбиты и скорости движения данного НКА. Для канала «Земля – борт» используется частота 2227,5 МГц, канал «борт – Земля» использует частоту 1783,74 МГц [7]. Без контакта с Землей в течение 180 дней сохраняется устойчивое функционирование системы с постепенным снижением точности местоопределения.

2.5.2 Сегмент управления

Сегмент управления отслеживает движение НКА и выполняет периодическую корректировку орбит. США располагают пятью полностью автоматическими станциями слежения, расположенными на Гавайях и атолле Кваджалейн в Тихом океане, на острове Вознесения в Атлантическом океане, на атолле Диего-Гарсия в Индийском океане и в Колорадо-Спрингс. Расположение станций подобрано таким образом, чтобы разместить их наиболее равномерно вокруг земного шара по экватору и создать наиболее благоприятные условия для приема навигационных сигналов.

Координаты каждой приемной станции определены с очень высокой точностью, каждая станция оснащена цезиевыми атомными часами. Сигнал от каждого НКА принимается четырьмя из пяти станций слежения. Поскольку заранее известны точные координаты приемных станций и эталонное время, по

времени прохождения сигнала от НКА до станций вычисляются псевдодалности и рассчитывается точное положение НКА на орбите. Измеренные данные передаются на Главную управляющую станцию, расположенную в Колорадо-Спрингс, на базе ВВС Шривер. Там осуществляется сбор и окончательная обработка данных, полученных от остальных наземных станций. В результате обработки полученной информации вычисляется текущее положение НКА на орбите и ошибка бортовых часов.

2.5.3 Сегмент потребителей

Сегмент потребителей GPS, аналогично сегменту потребителей ГЛОНАСС состоит из приемников, интерфейса с исполнительными устройствами, а также вспомогательного программного обеспечения. В простейшем случае приемник получает от НКА навигационные данные, встроенный вычислитель решает навигационную задачу и выводит на дисплей абсолютные значения координат.

Области применения GPS на сегодняшний день:

- военные задачи (точное целеуказание и определение своих параметров движения, позиционирование);
- авиация (прокладка курса, позиционирование, автоматическая посадка);
- морской транспорт (прокладка курса, позиционирование);
- наземный транспорт (прокладка маршрута, контроль движения);
- геодезия и картография (кадастровые съемки и т.п.);
- строительство (мосты, тоннели, нефтепроводы и т.д.);
- сельское хозяйство (разметка и обработка сельхозугодий);
- разведка полезных ископаемых;
- спасательные работы;
- системы безопасности (поиск похищенных автомобилей и грузов и т.п.);
- службы точного времени;

- частное использование в быту (туризм, охота, хобби).

В зависимости от области применения конструкции и возможности приемников GPS могут значительно отличаться друг от друга.

2.5.4 Интерфейс системы GPS NAVSTAR

Интерфейс системы подразумевает под собой перечень требований, описаний и технические стандарты сигналов, путем которых происходит передача информации от космического сегмента GPS к сегменту потребителей. Навигационные НКА используют для передачи информации две частоты L1 и L2. Все НКА работают на одинаковых частотах и используют кодовое разделение каналов.

Интерфейс системы GPS беззапросный, т.е. НКА излучают радиосигналы на частотах L1 и L2 непрерывно, и любой приемник потребителя, находящийся в зоне радиовидимости НКА, в произвольный момент времени может получать от него навигационную информацию в пассивном режиме. В общем случае излучаются три псевдослучайных дальномерных кода:

P-код, являющийся основным дальномерным кодом. Псевдослучайный дальномерный P-код является индивидуальным для каждого НКА;

Y-код, применяемый вместо P-кода при включении режима предотвращения преднамеренных помех и несанкционированного доступа к информации;

C/A-код. Открытый код, который сначала использовался лицензированными пользователями для первичного вхождения в режим слежения и последующего захвата P или Y кода. Сейчас C/A-код находится в распоряжении мирового сообщества для использования в целях позиционирования.

Предусмотрена возможность преднамеренного снижения точности определения координат по коду C/A до уровня 100м.

2.6 Основные различия систем GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС

Основываясь на приведенной в [7, 8] сравнительной таблице технических параметров двух СНС, отметим основные различия между GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС.

Несмотря на то, что имеются некоторые различия в орбитальной структуре систем, к основным отличиям, прежде всего, следует отнести различия в навигационных сигналах.

1) В GPS применяется кодовое разделение сигналов, а в ГЛОНАСС – частотное.

2) В отличие от GPS в ГЛОНАСС никогда не применялось преднамеренное ухудшение характеристик сигнала стандартной точности.

Орбитальная группировка СНС ГЛОНАСС построена таким образом, что меньше, чем GPS, подвержена влиянию нецентральнойности поля тяготения Земли и поэтому коррекция положения СНС требуется реже. Различается и структура навигационного сообщения [7]. Остальные основные отличия представлены в табл. 2.1

Таблица 2.1

Показатель	ГЛОНАСС	GPS NAVSTAR
Число НКА в полной системе	24	24
Число орбитальных плоскостей	3	6
Число НКА в каждой плоскости	8	4
Наклонение орбиты, град.	64,8	55
Высота орбиты, км	19130	20180
Период обращения НКА	11ч 55 мин 44 с	11ч 58мин 00с
Масса НКА, кг	1450	1055

Мощность солнечных батарей, Вт	1250	450
Срок активного существования, лет	5	7,5
Средства вывода на орбиту	Протон-К/ДМ	Delta 2
Космодром	Байконур	Мыс Канаверал

3. ВОЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ В КОСМОСЕ

3.1 Военные исследования в космосе, выполненные США

3.1.1 Космическое оружие и его классификация

Космическим оружием военные специалисты США называют такие боевые средства, которые заранее размещаются в космосе, а затем используются для нанесения ударов по наземным или космическим объектам противника или применяются для обеспечения этих операций разведывательными данными, связью и т.д. К космическому оружию относят также средства военного назначения, которые могут быть размещены непосредственно на небесных телах, например, на астероидах или на Луне.

К основным видам космического оружия в настоящее время относятся космические летательные аппараты военного назначения. На это оружие возлагаются большие надежды, так как с помощью военных спутников предполагается решать многие стратегические задачи со скоростью и объемом, во много раз превышающими возможности других современных технических средств [18].

Благодаря усилиям миролюбивых государств сейчас достигнуто международное соглашение о невыводе на орбиты вокруг Земли объектов с оружием массового поражения. Но вместе с тем, это соглашение, как можно

судить по многим данным, не затронуло планов и намерений США. Здесь по-прежнему действует программа наступательного космического оружия, созданная в 1970-х годах.

Претворяя в жизнь программу овладения космосом, США с 1960г. запускают в космос искусственные спутники Земли с разведывательными целями. Одновременно США работают над созданием космических систем, которые могли бы обеспечить им глобальную связь и разведку стартовых позиций ракет стран бывшего социалистического лагеря и других объектов. Типичным для такой системы является наличие в космосе на различных орбитах военных спутников со специальной военной радиоэлектронной аппаратурой.

Необходимость создания космического оружия обосновывается тем, что, по мнению специалистов США, любая война, которая может начаться в ближайшем будущем, обязательно будет сопровождаться боевыми действиями в космосе и во всем воздушно-космическом пространстве. Под термином воздушно-космическое пространство первоначально имелась в виду совокупность земной атмосферы и прилегающего космического пространства глубиной не менее 10 земных диаметров (127000км.). За последние годы, в связи с полетами космонавтов и развитием средств освоения космоса, в США стали считать, что воздушно-космическое пространство распространяется на «значительно большую глубину». При этом все воздушно-космическое пространство рассматривается как единая сфера, в которой возможны полеты обычных самолетов, космических ракетопланов, искусственных спутников Земли и других летательных аппаратов.

По мнению военных специалистов США, космическое пространство условно может быть разделено на три зоны: приземное космическое пространство, ближний космос и дальний космос. Такое разделение не является твердо установившимся, но характеризуется определенными признаками и, в первую очередь, высотой над поверхностью Земли.

Приземным космическим пространством обычно называют зону, окружающую Землю в пределах высот 60 – 160км., где не могут летать обычные самолеты, а только специальные летательные аппараты, но для маневрирования таких аппаратов можно в какой-то степени использовать аэродинамическое управление.

Ближним космосом условно считают зону, лежащую в пределах высот 160 – 480км. Верхняя граница ближнего космоса выбрана из соображений обеспечения безопасности полетов человека при сравнительно несложной биологической защите (в США считают, что излучение внутреннего радиационного пояса Земли становится незначительным на высотах менее 500км.). На этих высотах считают возможным применять пилотируемые летательные аппараты со скоростью 8км/с, дальностью полета порядка нескольких миллионов километров и продолжительностью полета в несколько месяцев.

Дальним космосом называют зону, распространяющуюся от верхней границы ближнего космоса и до высоты, примерно соответствующей удвоенному расстоянию между Землей и Луной (80000 – 900000км.). В некоторых источниках верхняя граница дальнего космоса вообще не указывается.

Проникновение в дальний космос считается, в принципе, целесообразным, поскольку космические летательные аппараты военного назначения, удаленные от Земли на большое расстояние, окажутся менее уязвимыми, по сравнению с аппаратами, находящимися на меньших высотах. Использование дальнего космоса на всю его глубину полагают возможным только после сооружения баз на Луне и реализации полетов, позволяющих надежно обеспечивать и снабжать такие базы.

На ближайшие 10 лет в США планируется освоение, главным образом, ближнего космоса.

Космическое оружие по своему назначению условно разделяют на бомбардировочные (класс «Космос – Земля»), истребительные (класс «Космос — Космос») и комбинированные системы.

Космические системы оружия характеризуются следующими основными показателями: важность системы и ее место среди других систем; положение в пространстве космических элементов системы; основные характеристики систем: полезный срок жизни и т.д.

Важность и место системы определяются характером, выполняемых ею задач. При этом на первом месте стоят разведывательные задачи, решение которых обеспечивает боевые действия стратегических средств нападения (ракетных частей, стратегической авиации, подводных лодок-ракетоносцев и ударных авианосных соединений).

Положение в пространстве космических элементов системы (военных спутников) характеризуется параметрами их орбит и количеством спутников, одновременно находящихся на орбитах. [18]

3.1.2. Программа СОИ (SOI)

В своем выступлении 23 марта 1983г. президент США Р.Рейган определил долгосрочную национальную цель – положить конец угрозе нападения ядерных баллистических ракет. В ответ на установку президента министерство обороны (МО) США провело интенсивные исследования технологий, применимых для защиты от баллистических ракет. Основываясь на исследовании оборонных технологий, МО определило новую программу по стратегической оборонной инициативе (СОИ) (Strategic Defence Initiative - SDI).

Полет баллистической ракеты может быть разделен на четыре этапа. На этапе старта работают двигатели первой и второй ступеней ракеты, создающие интенсивное специфическое инфракрасное излучение. На послестартовом этапе (этап разведения) разворачиваются многочисленные боеголовки вместе с возможными средствами прорыва, такими как ложные цели. На среднем этапе боеголовки и средства прорыва летят по баллистической траектории над атмосферой Земли. На заключительном конечном этапе боеголовки и средства прорыва вновь входят в атмосферу и подвергаются торможению.

В 60-х годах, когда проблема защиты от баллистических ракет интенсивно изучалась, средства их перехвата на стартовом этапе не проектировались, а перехват на среднем был затруднен, так как не было эффективных способов распознавания боеголовок и средств прорыва. Стоимость перехвата на среднем и заключительном этапах была высока. ЭВМ, математическое обеспечение и обработка сигналов в 60-х годах не могли быть пригодны для использования в многоэшелонной системе обороны или при массированном налете. В настоящее время появившиеся технологии предоставляют такую возможность.

Защита от баллистических ракет, способная перехватывать цели на любом этапе атаки, должна обеспечивать выполнение следующих ключевых функций:

- глобальное непрерывное наблюдение для быстрого и надежного предупреждения о нападении;
- ранний перехват на этапе старта для сокращения количества целей, которые необходимо поразить на более поздних этапах;
- быстрое и эффективное распознавание боеголовок и средств прорыва или обломков для уменьшения возможности поражения и уничтожения ресурсов обороняющейся стороны;
- перехват боеголовок в начале конечного этапа, чтобы избежать второстепенных разрушений от боеголовок, взрывающихся при перехвате;
- управление боевыми действиями, связь и обработка данных с помощью систем, которые взаимосвязаны и неуязвимы.

Стоимость перехвата, в особенности на среднем и последующих этапах, должна быть меньшей, чем стоимость боеголовок наступающей стороны. Программа SDI охватывает каждый из этих вопросов.

Основная цель программы SDI – разработка технологий, которые могли бы уменьшить зависимость безопасности США от наступательных ядерных сил. Программа выделяет пять групп технологий: оценки, наблюдения, захвата, сопровождения и поражения (surveillance, acquisition, tracing and killassessment -

SATKA). Эти функции являются ключом к многоэшелонной системе обороны. При изучении наблюдаемых признаков на каждом этапе полета выделяются оптические, инфракрасные и радиолокационные характерные признаки. Это – главный элемент SATKA. Другой элемент – новая техника построения изображения, продемонстрированная при использовании РЛС с синтезированной апертурой в полетах Space Shuttle и Seasat. Программа разработки охлаждаемых инфракрасных датчиков большого формата и средств быстрой обработки сигналов завершило работу по созданию технологии SATKA.

Одна из демонстраций SATKA является осуществлением новой системы обнаружения на этапе старта, обладающей многими свойствами, уже имеющимися в системе Air Force Advanced Warning System. Другая состоит в слежении и распознавании атакующих объектов на среднем участке их траектории. Она включает многие из объектов космической системы наблюдения BBC (Air Force Space-Based Surveillance System). Способность инфракрасных датчиков, размещенных на самолетах идентифицировать объекты, входящие в атмосферу, и следить за ними, демонстрируется в рамках программы разработки оптических датчиков авиационного базирования, которая включает эксперименты по измерению дальности с помощью лазера. Демонстрация формирования изображения с помощью наземной РЛС и сопровождения будут продолжены как часть работы по обороне от баллистических ракет на заключительном участке их траектории.

3.1.3 Оружие направленной энергии

В течение нескольких лет МО интенсивно осуществляло программу технологии оружия направленной энергии. Она включает разработку высокоэнергетических (на разреженном газе) лазеров, лазеров на свободных электронах, коротковолновых химических лазеров, а также исследования в областях целеуказания и слежения и в области крупногабаритных легких

оптических систем. Запланированы дополнительные исследования в области пучков нейтральных частиц, предназначенных для применения в космосе.

Крупнейшие демонстрации включают эксперимент Talon Gold по целеуказанию и сопровождению, эксперимент Alpha по химическим лазерам и эксперимент по демонстрации больших оптических систем. Основные эксперименты по созданию лучей нейтральных частиц и управлению ими проводятся на испытательном стенде ускорителя White Horse в г. Лос-Аламос. Другие эксперименты будут проведены для обоснования использования лучей лазеров наземного базирования, передаваемых с помощью зеркал, расположенных в космосе, для перехвата на этапе старта.

Технология оружия кинетической энергии предназначена для использования при перехвате на всех четырех этапах полета. Для самонаводящихся неядерных боеголовок, предназначенных для перехвата целей в верхних слоях атмосферы, разработаны инфракрасные датчики. Аналогично для перехвата на среднем участке полета вне атмосферы используются небольшие управляемые перехватчики с инфракрасным самонаведением. Обе технологии направлены на создание дешевых неядерных перехватчиков класса Земля-Воздух или Земля-Космос. Технология гиперскоростной пушки (электрической или рельсовой) является обнадёживающей для решения задачи о перехвате на этапах старта и разведения. Эти пушки используют электромагнитные поля для ускорения самонаводящихся снарядов до значительно более высоких скоростей, чем это возможно для обычных ракет.

Уже продемонстрированы перехватчики, осуществляющие перехват как в пределах атмосферы, так и вне ее. Для испытания самонаводящихся снарядов с высоким ускорением строится гиперскоростная пушка наземного базирования.

Будет также продолжена работа по самонаводящемуся перехватчику типа ракеты космического базирования.

3.1.4 Управление боевыми операциями

Параллельно с технологическими разработками проводится системный анализ. Диапазон атак может распространяться от нескольких ракет до массированного залпа. С уничтожением каждого ускорителя количество объектов, которые необходимо идентифицировать и классифицировать с помощью оставшихся элементов многоэшелонной системы обороны, значительно уменьшится. Ранняя оборонительная реакция сократит до минимума количество развернутых средств прорыва. Переход от стартового этапа к среднему (разведания) дает дополнительное время для перехвата с помощью средств, предназначенных для перехвата на активном участке и для распознавания боеголовок на фоне ложных целей. Датчики космического базирования обнаруживают и определяют факт атаки. Перехватчики космического базирования обороняют датчики от противоспутникового оружия и атакуют ракеты. Современные концепции допускают применение неядерных ударных оборонительных снарядов.

Распознавание неугрожающих объектов и уничтожение боеголовок на среднем этапе сокращает нагрузку на систему на конечном этапе. Для перехвата здесь имеется больше времени. Датчики космического базирования способны распознать боеголовки, ложные цели, обломки и перехватчики, посланные защищающейся стороной. Неядерные снаряды, поражающие цели при соударении, движутся навстречу боеголовкам, опознанным с помощью датчиков.

На конечном этапе к угрожающим объектам относятся боеголовки, по которым был произведен выстрел, но непораженные, не обнаруженные ранее, и ложные цели, не распознанные и не разрушенные. Эти объекты должны быть поражены перехватчиками, предназначенными для конечного этапа. Боеголовки обнаруживаются в конце атмосферного полета датчиками, размещенными на платформах на борту самолетов с большой продолжительностью полета.

Управление боевыми действиями, командование, связь и контроль являются ключевыми для успешной обороны от баллистических ракет. Они

относятся к наиболее трудным областям в сфере технологии, связанной с SDI. Технологические программы в этих областях позволяют разработать устойчивые к повреждениям и к радиации процессы, которые смогли бы выжить в условиях враждебного космоса или воздействий, вызванных ядерным взрывом. Другой важной составляющей в этой области являются средства разработки программного обеспечения для систем защиты от баллистических ракет в целом. Для эффективной обороны необходимо иметь сложное надежное программное обеспечение.

3.1.5 Неуязвимые системы обороны

Исследование оборонительных технологий квалифицирует испытания на поражение как имеющие наивысшую важность. С целью определения эффективности возможных механизмов поражения запланированы и проводятся комплексные исследования уязвимости и прочности целей. Особое внимание уделяется наблюдениям, подтверждающим факт разрушения атакующей головной части, т.к. оборонительные системы космического базирования могли бы быть атакованы оборонительной системой противника, что явилось бы прелюдией к наступательному удару. Основная программа определяет эффективные меры противодействия против таких угроз, как антиспутниковое оружие с прямым выходом на орбиту, лазеры наземного и воздушного базирования, орбитальные противоспутники как обычные, так и направленной энергии, космические мины и осколочные облака. При ведении боевых действий на суше и в воздухе для обеспечения выживаемости самолетов и кораблей используются классические способы, такие как укрепление, уклонение, рассредоточение, обманные действия, активная оборона и тактика. Программа призвана определить аналогичный набор средств защиты для систем космического базирования.

Пристальное внимание уделяется материально-техническому обеспечению в космосе. Исследования по этому вопросу охватывают разработку ракет-носителей большой грузоподъемности для доставки

космических платформ массой до 100т, обслуживания космических компонентов, вывода на орбиту материалов, необходимых для защиты космических компонентов от нападения, и перемещения объектов с одной орбиты на другую. Будут рассмотрены ядерные и неядерные многомегаваттные источники энергии, как для систем оружия, так и для вспомогательных систем.

3.1.6 Испытания авиационной системы наблюдения за космосом

Армия США проводит испытания системы приборов наблюдения за космосом, установленной на серийном гражданском самолете, предназначенных для решения задачи раннего предупреждения. Испытания являются демонстрацией технологии, обеспечивающей защиту американских городов и европейских союзников США от ракетного нападения.

Развертывание системы приборов наблюдения за космосом на гражданских транспортных самолетах началось в начале 1990-х годов. Длинноволновая чувствительная инфракрасная система может быть использована для предупреждения о налете баллистических ракет, для обнаружения и точного сопровождения самонаводящихся головных частей ракет и для передачи данных об их координатах противоракетам, оснащенным неядерными боеголовками.

В целом для обеспечения обороны всей территории США могут быть задействованы 40 самолетов наблюдения за космосом, действующие в 14 районах патрулирования. С целью обнаружения стартов межконтинентальных баллистических ракет, а также обнаружения их на участке разгона, эти самолеты могут базироваться в Европе и на Аляске.

Модифицированные транспортные самолеты – носители системы наблюдения за космосом должны работать на высотах, превышающих 1350м, с тем, чтобы инфракрасная мозаичная решетка, установленная в фокальной плоскости системы, могла обнаружить групповые цели на больших дальностях в космосе.

Система приборов наблюдения обеспечивает высокое качество распознавания боеголовок на фоне ложных целей и средств прорыва, которые могут быть применены для маскировки ядерных боеголовок. Данные этой системы планируется применить для защиты от баллистических ракет на последнем рубеже обороны, включая перехват в атмосфере и вне ее.

Программа создания самолетной системы наблюдения за космосом Airborne Optical Adjunct (АОА) включает инфракрасные датчики с большой апертурой и обширной зоной обзора, архитектуру распределенной обработки данных, а также обработку больших объемов данных. АОА строится на технологии, уже продемонстрированной в рамках программы защиты армии США от баллистических ракет, охватывающей оптическое сопровождение и бортовую распределенную обработку данных.

Одной из проблем, которая должна быть решена в ходе выполнения программы летных испытаний оптического датчика, установленного на самолете, является определение количества самолетов, требующихся для обеспечения защиты населения. К другим вопросам относятся:

- выбор высоты размещения авиационных платформ с оптическими датчиками;
- выбор зоны обзора датчика, необходимой для защиты данных районов и сопровождения большого количества целей;
- разработка технологического пути для получения новой боевой системы, которая станет первой ступенью в рамках SDI в системе эшелонированной защиты США.

Фирма Mc Donnell Douglas завершила исследования концепции использования инфракрасной оптики на самолетах-платформах для раннего предупреждения. Компания уже завершила летные испытания немодифицированного самолета DS-8 со специальным режимом расхода горючего для моделирования высотного полета.

Завершились аэродинамические испытания масштабной модели самолета DS-8, выполненные с необходимыми для размещения системы датчиков

модификациями и иллюминаторами в верхней части самолета для наблюдения за космическим пространством с помощью инфракрасного телескопа. Подрядчиками по изготовлению датчиков фирмой определены компании Hughes Aircraft и Rockwell International.

По заявлению официальных представителей МО США датчик фирмы Hughes представляет собой достижение высокого уровня в технологии мозаичных решеток в фокальной плоскости. Датчик фирмы Rockwell International дает новый подход в области оптики, особенно в части сбора инфракрасных данных.

Захват и распознавание с использованием инфракрасной технологии были ранее апробированы армией США при испытаниях баллистических ракет. Были определены и испытаны схемы обработки данных и сигналов. Технологи радиолокации и перехвата пригодны для использования совместно с системой самолетных датчиков. Система датчиков и ракет-перехватчиков будет объединена с другими датчиками наземного базирования и боевыми средствами для обеспечения последнего эшелона системы защиты от баллистических ракет, рассчитанной на перехват ядерных ракет на всех четырех этапах полета: на этапе старта, послестартовом (разведения), среднем атмосферном и конечном.

3.1.7 Система «Шаттл» и некоторые перспективные разработки министерства обороны США

Применение системы «Шаттл» позволяет значительно сократить время на обработку и размещение на орбитах новых военных космических систем. Считается, что усовершенствованные космические корабли (КК) системы «Шаттл» еще долго будут основным средством выведения в космос военных полезных нагрузок. Основные этапы полета КК системы «Шаттл»:

1. время полета – 2мин, отделение твердотопливного ускорителя;
2. время полета – 3мин, отделение внешнего топливного бака;

3. полет на промежуточной эллиптической орбите (перигей 110км, апогей 280км);
4. полет на круговой орбите (высота 300 – 1100км).

С помощью КК системы «Шаттл» и в дальнейшем планируется выводить на орбиту новые искусственные спутники Земли (ИСЗ) стратегической системы связи DSCS–3, перспективные спутники «Милстар», ИСЗ спутниковой системы навигации НАВСТАР, новые ИСЗ метеорологической разведки «Блок–5D-2», усовершенствованные спутники обнаружения пусков МБР и ИСЗ видовой разведки КН–11.

Во время четвертого испытательного полета на корабле «Шаттл» в качестве основной полезной нагрузки был установлен комплект аппаратуры военного назначения: ИК система CIRRIS – получения подробных спектральных данных о нижних слоях атмосферы Земли, не искаженных ИК сигналом, отраженным от земной поверхности (для отличия излучения самолетов и ракет от фоновых ИК сигналов Земли или атмосферы); устройство HUP, работающее в ультрафиолетовом диапазоне для наблюдения за горизонтом (для отработки более совершенных автономных систем навигации военных спутников) и др.

Был выведен разведывательный аппарат, разработанный по программе «Тил руби», с целью оценки возможности создания космической системы, обеспечивающей обнаружение воздушных целей (самолетов и крылатых ракет) по факелу работающего двигателя. Проводятся эксперименты по обнаружению целей на фоне Земли (спутник производит поворот оптической системы разведывательной аппаратуры, что обеспечивает слежение за определенным участком земной поверхности).

По программе «Галон гоулд» создаются чувствительные датчики для обнаружения, захвата и сопровождения различных целей. Например, инфракрасный датчик с криогенным охлаждением может обнаруживать спутники на орбите, другой датчик – лазерный локатор небольшой мощности – осуществляет слежение и целеуказание.

Согласно программе AMSC, ВВС США проводятся исследования по организации научно-технической базы для создания воздушно-космических аппаратов военного назначения различных классов для нанесения ударов из космоса по наземным стратегическим целям, для решения задач противокосмической обороны, стратегической разведки, управления вооруженными силами в глобальном масштабе, для отработки новых средств в вооруженной борьбе (лазерного, лучевого и другого оружия).

Изучается концепция создания военного пилотируемого космического корабля, предназначенного для действия в условиях различного рода военных конфликтов.

Повышается интерес к идее создания малоразмерного пилотируемого КК «Спейс круизер». В грузовом отсеке КК «Шаттл» можно разместить восемь таких КК.

По взглядам руководства ВМС США, космическая техника позволяет создавать принципиально новые средства разведки, способные следить за группировками кораблей, обнаруживать самолеты и крылатые ракеты в реальном масштабе времени, осуществлять целеуказание ракетному оружию. Ведутся поиски эффективных космических средств обнаружения малоразмерных скоростных целей на фоне земной и морской поверхностей и слежения за ними. Считается, что эта проблема может быть решена при условии оснащения низкоорбитальных спутников с радиолокатором на борту крупномасштабной (более 100м) многолучевой фазированной антенной решеткой с независимым управлением и электронным сканированием антенны по площади.

В 1973г МО США приняло решение о разработке и создании спутниковой навигационной системы (СНС) «Навстар». С помощью нее оно решает проблему навигации объектов, находящихся на суше, в море, воздухе и ближнем космосе, причем система позволяет обеспечить определение их местоположения и скорости в любое время суток независимо от географических факторов и метеорологических условий.

Большое внимание в США уделено применению спутниковой аппаратуры коррекции траектории баллистических ракет подводных лодок системы «Трайидент». По мнению зарубежных специалистов, «Навстар» способна обеспечить высокую точность функционирования аппаратуры управления крылатых ракет (КР) различных классов. Использование «Навстар» считается предпочтительнее по сравнению с существующими навигационными системами («Омега», «Лорсен», «Такан» и т.д.) благодаря ее глобальной помехозащищенности к точности, совместимости с бортовой инерциальной системой ракеты и относительно высокой живучести. Полагают, что только такая спутниковая навигационная система может обеспечить отслеживание рельефа местности летящей КР. Наряду со «сжатием» карты местности «Навстар» позволяет решить задачу наведения ракеты с помощью относительно несложных бортовых ЦВМ.

Основным упором в создании противоспутникового оружия в США в настоящее время является авиационная противоспутниковая системы АСАТ на базе самолета – истребителя Ф-15. Преимущества системы АСАТ – пригодность ее к массовому производству, возможность запуска практически с любого аэродрома, что значительно, по мнению Пентагона, облегчает проблему запуска противоспутниковых средств с разных широт в связи с разным наклоном орбит спутников – целей. В качестве значительного достоинства системы АСАТ называются ее небольшие габариты, что значительно затрудняет ее обнаружение, а малая масса позволяет сократить затраты на запуск.

В настоящее время в США планируется создать наступательную орбитальную группировку [17]. Командование военно-воздушных сил США добивается от американского президента Дж. Буша разрешение на размещение на земной орбите оружия «для защиты нации от атаки». Соответствующая президентская директива заменит концепцию администрации предыдущего президента Б. Клинтона, вступившую в силу в 1996г. и рассчитанную на более мирное использование космоса.

Между тем, США уже могут воздействовать на противника из космоса. Так, в марте 2005г. американцами был запущен экспериментальный микроспутник XSS-11, который может выводить из строя спутники-шпионы и спутники телекоммуникаций потенциальных противников [17].

Военные также разрабатывают программу бомбардировки поверхности Земли из космоса. Предполагается, что специальный орбитальный аппарат будет нести на борту вооружение для отстрела снарядов с особо твердой оболочкой, изготовленной из титана или вольфрама. Такие снаряды будут лететь со скоростью более 3000м/с, и, попадая в цель, создавать энергию небольшого ядерного взрыва.

Это не единственное оружие, которое будет использовать наступательная орбитальная группировка США. Ранее были опубликованы данные международного неправительственного исследования "Военно-космические силы США-2025", согласно которым вскоре основными видами аппаратов, предназначенных для космических военных целей, станут:

- лазерные аппараты на орбитальных платформах (выполнение задач противоспутниковой обороны, нанесение селективных ударов по наземным целям);
- боевые спутники-«телохранители» (сопровождение и защита наиболее важных космических объектов);
- кинетико-энергетическое оружие (борьба против спутников противника, перехват межконтинентальных баллистических ракет);
- космические перехватчики наземного базирования (выполнение задач противоспутниковой обороны, уничтожение боеголовок межконтинентальных баллистических ракет (МБР));
- воздушно-космические корабли (выполнение задач противоспутниковой обороны, борьба с МБР и самолетами);
- микроволновое оружие космического базирования (вывод из строя электроцепей в командно-контрольных центрах и иных объектах);

- беспилотные орбитальные космические аппараты (борьба со спутниками противника, поражение важных наземных целей);
- космические "мины" (создание в космосе "минных полей" для поражения спутников противника).

3.2 Космическая деятельность Российской Федерации

Федеральное космическое агентство (Роскосмос) является федеральным органом исполнительной власти в области космической деятельности.

Деятельность Федерального космического агентства направлена на достижение национальных стратегических целей [9], которые достигаются реализацией федеральных целевых программ, основными из которых являются Федеральная космическая программа России; Федеральная космическая программа России; Федеральная целевая программа «Глобальная навигационная система» (ФЦП «ГЛОНАСС»); Государственная программа вооружения.

Основные элементы космического потенциала Российской Федерации:

- орбитальная инфраструктура, включающая орбитальные группировки космических аппаратов различного назначения;
- наземная космическая инфраструктура, включающая космодромы, командно-измерительные комплексы, центры управления полетами космических объектов; экспериментальную базу для отработки космической техники;
- ракетно-космическая промышленность, включающая предприятия, научно-производственные центры, испытательные организации;
- научные организации Российской академии наук, федеральных органов исполнительной власти, другие учреждения, осуществляющие научные исследования в области космической деятельности.
- образовательные учреждения и организации, осуществляющие подготовку специалистов в области космической деятельности.

По состоянию на сегодняшний день мировая орбитальная группировка (ОГ) КА включает около 850 КА (рис. 3.1), российская группировка состоит из 99 космических аппаратов, из них 27 социально-экономического и научного назначения. В целом орбитальная группировка КА стабильна, продолжается ее качественное улучшение. Выполнен комплекс работ по модернизации существующих и созданию новых средств выведения КА. Проведены успешные пуски ракет-носителей (РН) «Союз-ФГ» и «Протон-М».

Перспективы космической деятельности России на период до 2015г. связаны с реализацией космической программы России на 2006 – 2015 гг. (ФКП–2015).

Основные задачи ФКП – 2015:

1. Создание и сохранение единого телекоммуникационного пространства страны, обеспечение населения страны современными средствами телекоммуникаций.

2. Создание глобальных информационных полей метеонаблюдения, дистанционного зондирования Земли, контроля объектов и чрезвычайных ситуаций в интересах федеральных органов исполнительной власти, субъектов и организаций Российской Федерации.

3. Обеспечение необходимого уровня фундаментальных космических исследований.

4. Выполнение международных обязательств России, в том числе и по МКС.

5. Обеспечение конкурентоспособности на мировом рынке отечественных космических средств и инвестиционной привлекательности ракетно-космической промышленности.

6. Сохранение возможности комплексного использования космических средств в интересах обеспечения социально-экономического развития и национальной безопасности Российской Федерации.

В результате выполнения ФКП – 2015 будут реализованы одиннадцать национальных космических проектов и пять совместных с зарубежными

партнерами проектов в интересах фундаментальных космических исследований, включающих разработку и использование средств наблюдения астрофизических объектов в рентгеновском, гамма- и радиодиапазонах со сверхвысоким разрешением; средств для определения точной структуры гравитационного поля Земли; средств для исследования солнечно-земных связей, для доставки планетного вещества на Землю, исследования Марса, Луны и других космических тел Солнечной системы.

Основой координатно-временного обеспечения является орбитальная группировка глобальной навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС. К 2010г. планируется развернуть ее до полного состава из 24 КА [9, 16].

Для выполнения международных обязательств России по программе «КОСПАС – САРСАТ» в рамках ФКП–2015 планируется создание космического комплекса малоразмерных КА «Стерх». При этом будут обеспечены оперативность получения аварийных сообщений до 10мин. и точность определения местоположения объектов, терпящих бедствие, до 100м.

Наиболее крупным международным космическим проектом является создание Международной космической станции (МКС). В ходе выполнения ФКП–2015 должна быть завершена сборка российского сегмента МКС и реализована долгосрочная программа научно-прикладных исследований. Будут созданы научно-технические и технологические заделы для развития пилотируемых полетов, в том числе на Марс, а также создания перспективных КА для исследования Луны. Это обеспечит возможность участия России в крупных международных проектах (Приложение).

По направлению «Космическая технология» в рамках ФКП–2015 планируется, в частности, разработка автоматического КА, обслуживаемого с борта пилотируемой станции и обеспечивающего отработку базовых технологий получения материалов, в том числе органических.

В проекте ФКП–2015 предусмотрено совершенствование средств выведения КА:

1. развитие одноразовых ракет-носителей (РН). Для этого необходимо завершить модернизацию существующей РН «Союз» (масса полезного груза на низкой опорной орбите – 8,35т.), создание экологически чистой РН нового поколения «Ангара» (масса полезного груза на низкой опорной орбите до 25т.), использовать высокоэффективные разгонные блоки (РБ) новой разработки, в том числе на основе кислородно-водородного топлива (увеличение массы КА, выводимых на геостационарную орбиту, в 1,7 – 2,0 раза), создать транспортные модули с новыми двигательными-электрическими установками (обеспечение выведения ракетой-носителем среднего класса космического аппарата массой до 3т. на геостационарную орбиту);

2. создание многоразовой ракетно-космической системы первого этапа полета, обеспечивающей выведение полезного груза на низкую опорную орбиту массой 25 – 35т., снижение удельной стоимости выведения КА в 1,5 раза;

3. создание ракетно-космического комплекса среднего класса с третьей ступенью, работающей на кислородно-водородном топливе, и с разгонным блоком. Этот комплекс должен обеспечивать выведение с территории России на низкую опорную орбиту полезного груза массой до 15т. и выведение на геостационарную орбиту полезного груза массой до 3,4т. (при запусках с космодрома Плесецк);

4. создание ЖРД для первой ступени многоразовой ракетно-космической системы.

Выведение космических аппаратов на орбиту осуществляется с арендуемого до 2050г. у Республики Казахстан космодрома Байконур, а также с космодромов Плесецк и Свободный.

•

3.2.1 Космические системы и комплексы.

По своей структуре космические средства вооружения подразделяются на следующие:

- средства космических систем передачи информации;
- средства космической навигационной системы;
- средства системы предупреждения о ракетном нападении;
- космические средства разведки;
- космические средства картографирования, геодезии и метеообеспечения;
- средства выведения;
- наземная инфраструктура космодромов;
- наземные автоматизированные комплексы управления.

В состав космических средств передачи информации входят орбитальные группировки с космическими комплексами (системами) связи, боевого управления, ретрансляции, действующие в интересах определенных видов Вооруженных Сил.

Космическая навигационная система России ГЛОНАСС служит для обеспечения навигации межконтинентальных баллистических ракет, стратегической авиации, атомных подводных лодок и ракетных кораблей, несущих высокоточное оружие.

В целях поддержания орбитальной группировки космической навигационной системы ГЛОНАСС на должном уровне в августе 2001 года принята Федеральная целевая программа «Глобальная навигационная система» на период до 2011 года.

Целями дальнейшего развития системы предупреждения о ракетном нападении как составной части ракетно-космической обороны являются:

- сдерживание ракетно-ядерной угрозы гарантированным обеспечением современных действий;
- минимизация возможного ущерба и потерь путем своевременного предупреждения о начале и возможных масштабах агрессии;

- обеспечение контроля за реализацией ракетных программ в третьих странах и странах, традиционно владеющих ракетным оружием.

Орбитальные группировки с космическими средствами разведки предназначены для решения двух классов задач:

1. получение данных о военных объектах и вооруженных силах иностранных государств, о военных и базовых отраслях промышленности, контроль договоров и соглашений в области ограничения вооружений и военной деятельности;

2. выявление практических мероприятий государств по непосредственной подготовке к развязыванию военных действий, получение данных об оперативном оборудовании возможных театров военных действий, вскрытие обстановки в районах кризисных ситуаций, локальных конфликтов и крупных войсковых учений, слежение за действиями войск зарубежных стран на континентальных, океанских (морских) театрах военных действий и воздушном пространстве в интересах обстановки при подготовке и проведении операций, добывание и доведение до штабов данных о наземных морских и воздушных целях в интересах решения задач целеуказания оружию стратегического оперативного назначения.

К средствам выполнения задач 1-го класса относятся космические комплексы обзорного и детального фото- и оптико-электронного наблюдения. Для выполнения задач 2-го класса основными средствами являются оптико-электронные (видимого и ИК-диапазонов), радиолокационные, а также средства радиотехнической разведки, обладающие высокой оперативностью, независимостью от времени суток.

Формирование перспективной системы средств выведения космических аппаратов осуществляется поэтапно в рамках решения первоочередной задачи обеспечения гарантированного и независимого доступа России в космос. Базовыми средствами выведения на современном этапе являются ракеты – носители типа «Союз» и «Протон». На их долю приходится основной объем запусков.

Ракето - носитель «Протон» заслужила репутацию самого надежного, отработанного (проведено 250 пусков) и рентабельного носителя тяжелого класса.

В перспективе планируется создание унифицированного тяжелого носителя «Ангара - 5», что позволяет существенно повысить массу полезных грузов, выводимых на геостационарную орбиту.

3.2.2 Космические информационно-управляющие системы

3.2.2.1 Космический эшелон системы предупреждения о стартах ракет

Предназначен для непрерывного контроля ракетоопасных районов Земли с целью раннего обнаружения стартов межконтинентальных баллистических ракет (МБР) и определения характеристик их траекторий, выдачи информации на командные пункты и другим абонентам (рис. 3.2).

Обнаружение и определение траектории стартующих МБР производится по излучению факела двигательной установки в инфракрасном диапазоне с помощью бортовой аппаратуры обнаружения, размещаемой на космических аппаратах, находящихся на геостационарных или высокоэллиптических полусуточных орбитах. Передаваемая с КА информация обрабатывается на наземном командном пункте и выдается по каналам системы передачи данных.

Космический эшелон включает в себя:

- космическую систему обнаружения стартов МБР, контролирующую ракетоопасные районы континентальной части траектории США. Штатная орбитальная группировка системы состоит из восьми КА на высокоэллиптической и одного КА на геостационарной орбитах. КА системы комплектуются бортовой аппаратурой обнаружения тепlopеленгационного типа;
- систему обнаружения стартов ракет с континентов, морей и океанов в составе Западного командного пункта с двумя информационно-

управляющими направлениями и двумя КА на геостационарной орбите. КА комплектуются аппаратурой тепlopеленгационного типа. Система обеспечивает контроль Центральной и Северной Атлантики.

3.2.2.2 Комплекс противокосмической обороны «ИС-М»

Предназначен для поражения искусственных спутников Земли (ИСЗ) военного назначения на орбитах, проходящих над территорией России.

Комплекс обеспечивает перехват и поражение спутников-целей за два витка или за один виток полета перехватчика на восходящих и нисходящих витках.

Наземные средства комплекса обеспечивают пуск КА-перехватчика ракетой-носителем и вывод его в зону самонаведения.

В состав комплекса «ИС-М» входят: пункт управления, ракетно-космический комплекс, система внешней наземной передачи данных и оперативно-командной связи.

Пункт управления представляет собой комплекс автоматизированных радиотехнических и специальных электронных средств, предназначенных для обеспечения управления и информационного взаимодействия между средствами комплекса при подготовке и проведении перехвата космических целей.

Ракетно-космический комплекс представляет собой комплекс средств, обеспечивающих предстартовую подготовку и пуск ракеты-носителя с космическим аппаратом-перехватчиком.

Космический аппарат-перехватчик, выводимый на начальную орбиту 2-х ступенчатой ракетой-носителем, осуществляет управляемый полет, обнаружение ИСЗ-цели, захват ее на сопровождение, сближение в режиме самонаведения и поражение.

В состав КА-перехватчика входят: аппаратура системы управления, аппаратура ориентации и стабилизации, аппаратура измерения линейных ускорений, двигательная установка, боевая часть.

ПРИЛОЖЕНИЕ

ОСНОВНЫЕ МЕЖДУНАРОДНЫЕ ПРОЕКТЫ
С УЧАСТИЕМ РОССИИ

НАЗВАНИЕ	ПАРТНЁРЫ	СОДЕРЖАНИЕ
МКС	Канада, ЕКА, Япония, США	Создание и развитие МКС, транспортно-техническое обеспечение, проведение научно-прикладных исследований и экспериментов
КОСПАС-САРСАТ	Канада, США, Франция	Поддержание и развитие российского орбитального сегмента международной системы поиска и спасания аварийных объектов
«Союз» на Куру»	Франция	Создание наземной инфраструктуры и адаптация российской РН для осуществления пусков РН «Союз-СТ» с космодрома Куру
«Наземный старт»	Украина, США	Модернизация РН «Зенит» для запусков КА с космодрома «Байконур»
ATV	ЕКА	Участие в проекте ЕКА по созданию грузового автоматического транспортного корабля для снабжения МКС

«Байтерек»	Казахстан	Создание космического ракетного комплекса тяжелого класса на космодроме Байконур

Библиографический список

1. Аксенов, Ю.В. Некоторые аспекты развития аэрокосмических систем России в XXI веке: ОНТЖ «Полет». / Ю.В.Аксенов., И.Ф.Образцов; М.: Машиностроение, 2003. №2.
2. Алексеев, К.Б. Маневрирование космических аппаратов. / К.Б. Алексеев, Г.Г. Бебенин, В.А. Ярошевский. М., 1970.
3. Андреевский, В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. М., 1970.
4. Иванов, Н.М. Баллистика и навигация космических аппаратов. /Н.М. Иванов, Л.Н. Лысенко. М.: Дрофа, 2004.
5. Коротеев, А.С. Перспективы развития космонавтики: ОНТЖ «Полет». / А.С.Коротеев, В.Н.Акимов. М.: Машиностроение, 2003. №12.
6. Лысенко Л.Н. Наведение и навигация баллистических ракет. Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2007.
7. Механика космического полета (М.С. Константинов, Е.Ф. Каменков, Б.П. Перельгин, В.К. Безвербый. /Под ред. В.П. Мишина). М., 1989.
8. Основы теории полета и элементы проектирования искусственных спутников Земли. /Под ред.. М.К. Тихонравова. М., 1974.
9. Перминов, А.Н. Космическая деятельность Российской Федерации и перспективы ее развития: ОНТЖ «Полет»./ А.Н.Перминов; М.: Машиностроение, 2005. №7.

10. Полет космических аппаратов. Примеры и задачи. Справочник. /Под общей ред. Г.С. Титова. М., 1990.
11. Чепмен, Д.Р. Приближенный аналитический метод исследования входа тел в атмосферы планет. М., 1962.
12. Шалыгин, А.С., Санников, В.А., Петрова, И.Л. Баллистика космических аппаратов. СПб., 2006.
13. Шалыгин, А.С., Санников, В.А., Петрова, И.Л. динамика и навигация космических аппаратов. Часть 1. СПб., 2007.
14. Энциклопедия XXI век. Оружие и технологии России. Том 5. Космические средства вооружения. Изд. Дом «Оружие и технологии», 2005. 698 с.
15. Ярошевский, В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М., 1988.
16. Яценков, В.С. Основы спутниковой навигации. Системы GPS NAVSTAR и ГЛОНАС./ В.С.Яценков; «Горячая линия - Телеком».М., 2005. 272с.
17. http://nvo.ng.ru/armament/2001-1--12/6_script/html.
18. <http://epizodsspace.testpilot.ru/bibl/morozov/p23./html>.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	
1. СПУСК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ОРБИТЫ В АТМОСФЕРЕ ПЛАНЕТЫ	
1.1 Спуск КА с орбиты спутника Земли.....	
1.1.1 Внеатмосферный участок спуска КА с орбиты спутника Земли.....	
1.1.2 Участок аэродинамического торможения.....	
1.1.3 Баллистический спуск.....	
1.1.4 Оценка точности приземления при баллистическом спуске.....	
1.1.5 Ошибки на участке полета в атмосфере.....	

1.1.6	Планирующий спуск с постоянным значением аэродинамического качества.....	
1.1.7	Спуск КА с переменным аэродинамическим качеством. (Управляемый планирующий спуск).....	
1.1.8	Принципы синтеза СУС непрерывного действия.....	
1.1.9	Системы дискретного управления дальностью траектории спуска.....	
1.1.10	Участок мягкой посадки.....	
1.2	Спуск космического аппарата с межпланетной орбиты.....	
1.2.1	Коридоры входа.....	
1.2.2	Перспективы осуществления входа в атмосферу с большой скоростью (использование $\alpha - \gamma$ управления).....	
1.2.3	Принципы синтеза СУС на гиперболических траекториях возвращения.....	
1.2.4	Управление движением СА на конечном участке спуска.....	
2.	ВОЕННОЕ ПРИМЕНЕНИЕ СПУТНКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ ГЛОНАСС и NAVSTAR.....	
2.1	Развитие радионавигации в США.....	
2.1.1	Современное состояние NAVSTAR GPS.....	
2.1.2	Современное военное применение NAVSTAR GPS.....	
2.2	Развитие радионавигации в СССР и России.....	
2.3	Общие принципы функционирования спутниковых навигационных систем.....	
2.3.1	Обобщенная структура спутниковой навигационной системы.....	
2.3.1.1	Космический сегмент.....	
2.3.1.2	Сегмент управления.....	
2.3.1.3	Сегмент потребителей.....	
2.4	Система глобального позиционирования ГЛОНАСС.....	

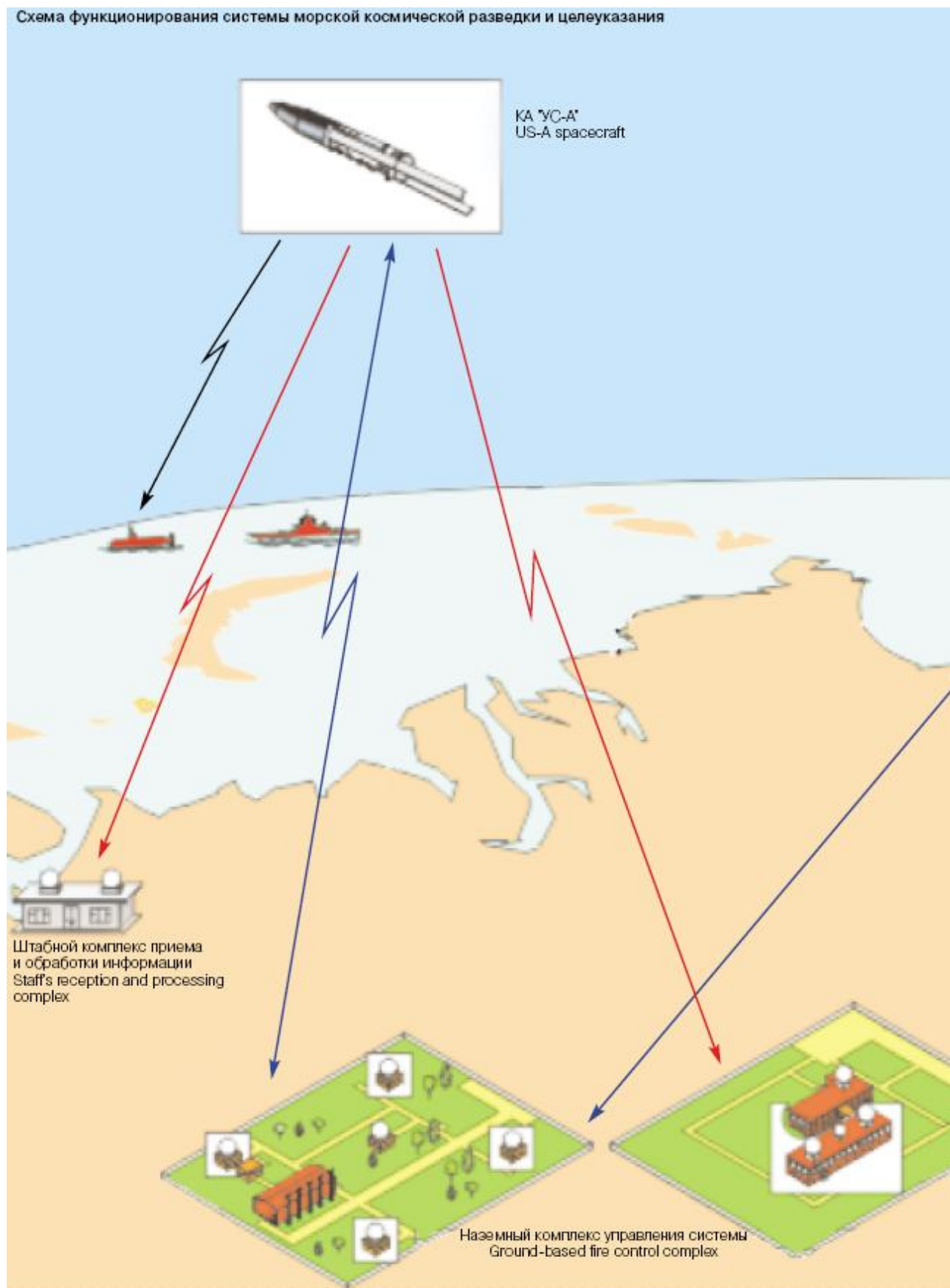
2.4.1	Космический сегмент.....
2.4.2	Сегмент управления.....
2.4.3	Сегмент потребителей.....
2.4.4	Интерфейс системы ГЛОНАСС.....
2.5	Система глобального позиционирования GPS NAVSTAR.....
2.5.1.	Космический сегмент.....
2.5.2.	Сегмент управления.....
2.5.3.	Сегмент потребителей.....
2.5.4.	Интерфейс системы GPS NAVSTAR.....
2.6	Основные системные различия GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС.....
3.	ВОЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ В КОСМОСЕ.....
3.1	Военные исследования в космосе, выполненные США.....
3.1.1	Космическое оружие и его классификация.....
3.1.2	Программа СОИ (SOI).....
3.1.3	Оружие направленной энергии.....
3.1.4	Управление боевыми операциями.....
3.1.5	Неуязвимые системы обороны.....
3.1.6	Испытания авиационной системы наблюдения за космосом.....
3.1.7	Система «Шаттл» и некоторые перспективные разработки министерства обороны США.....
3.2	Космическая деятельность Российской Федерации.....
ПРИЛОЖЕНИЕ 1.....	
	<i>Библиографический список</i>

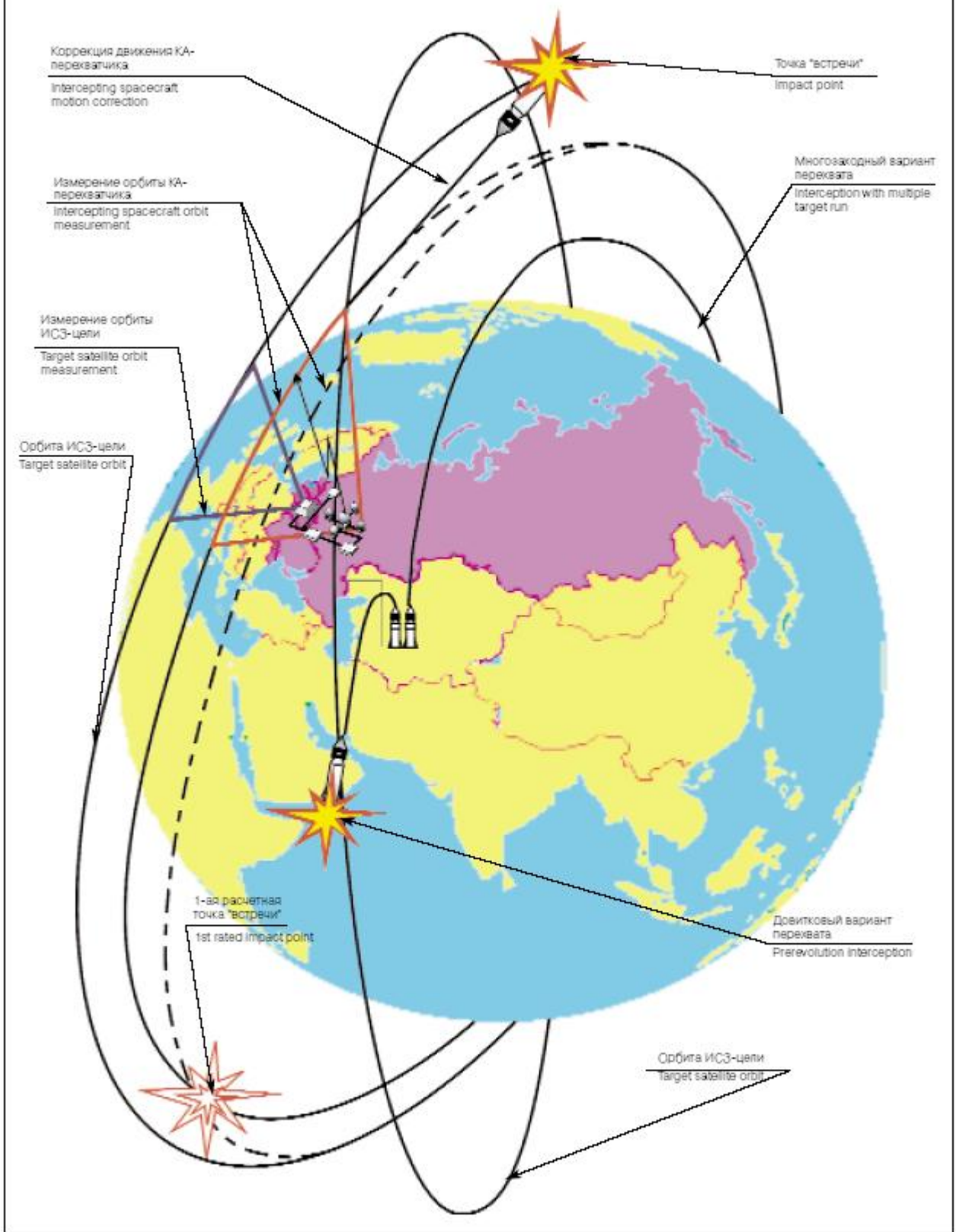
*Шалыгин Аркадий Сергеевич
Санников Виталий Андреевич
Петрова Ирина Леонидовна*

**Динамика и навигация космических аппаратов
Часть 2**

Подписано в печать .2007. Формат бумаги 60x84/ . Бумага .
Печать . Усл. Печ.л. Уч.-изд. Л. .Тираж экз. Заказ №
Балтийский государственный технический университет
Типография БГТУ
190005, С-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д.1

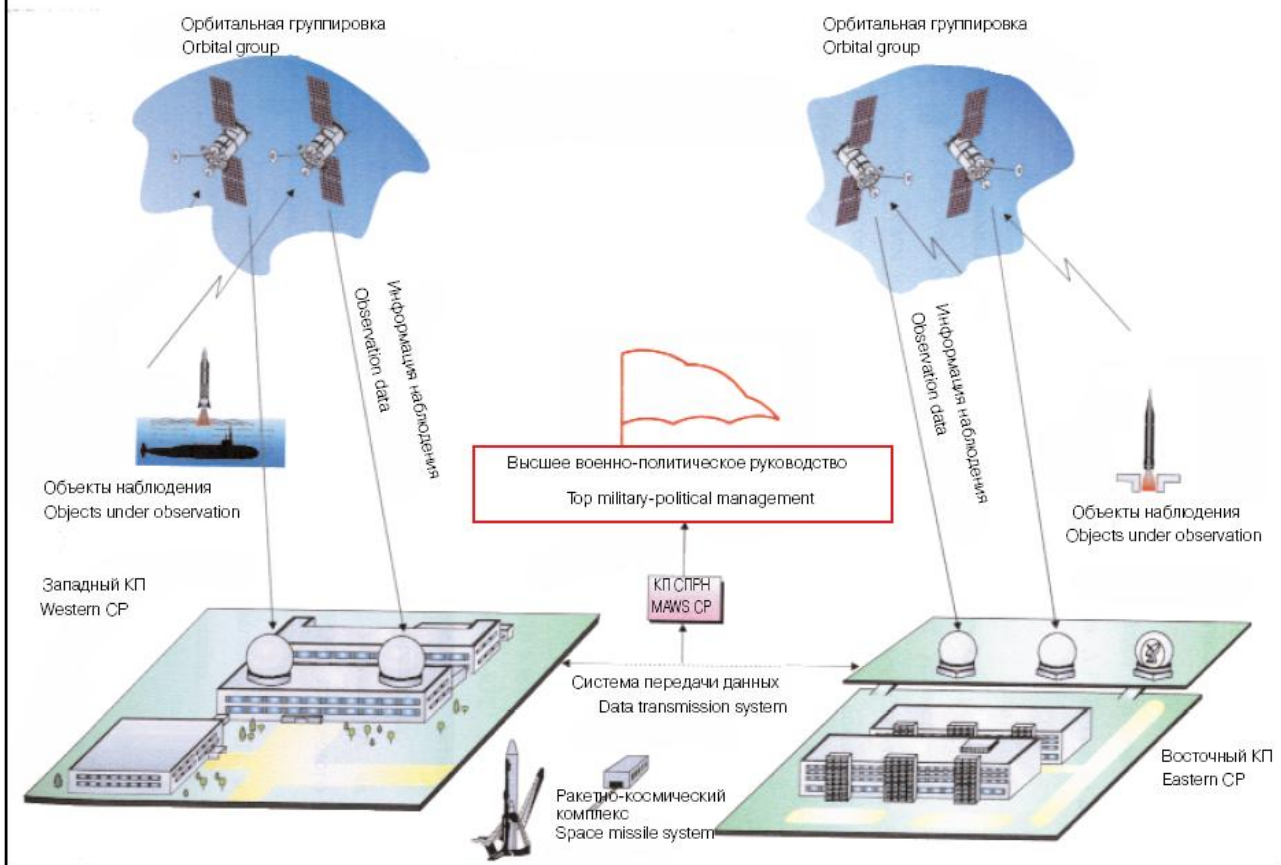
Схема функционирования системы морской космической разведки и целеуказания

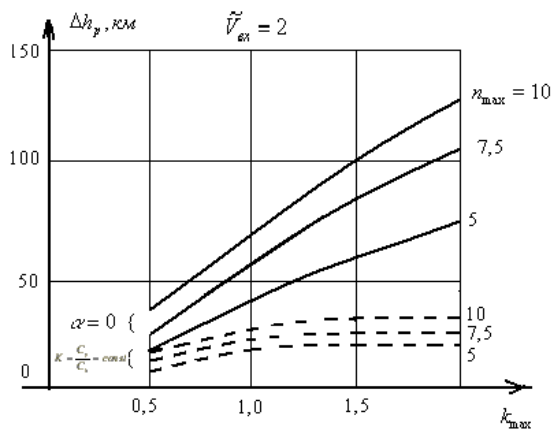




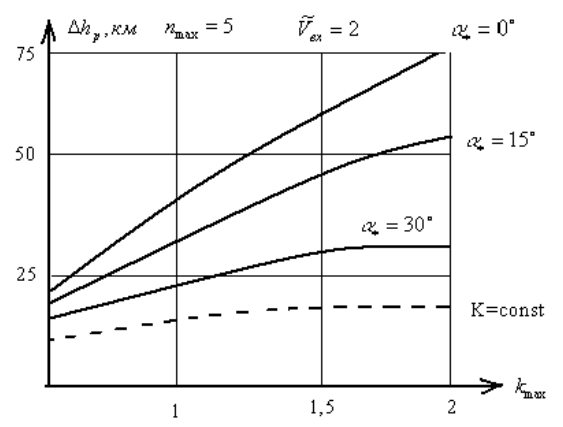
Космическая система предупреждения о ракетном нападении

Missile Attack Warning Space System

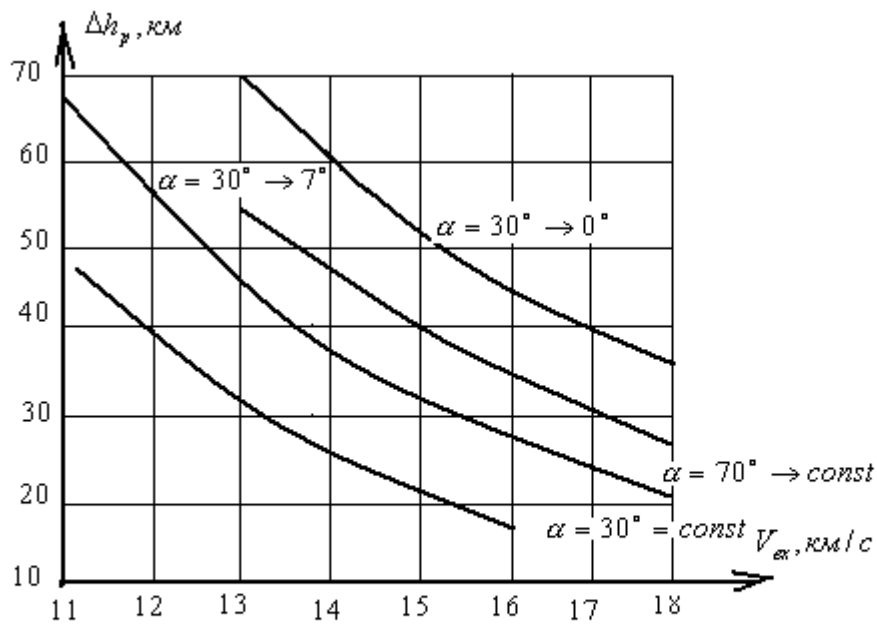


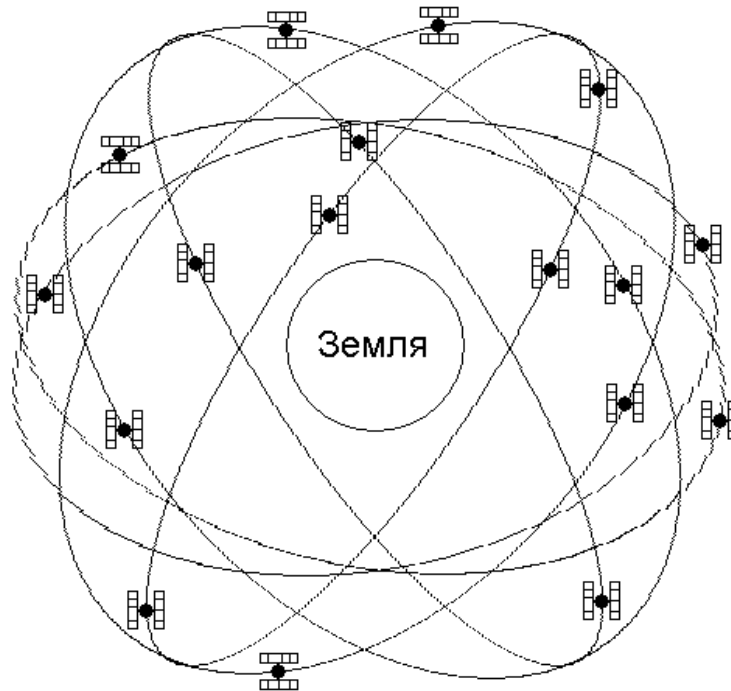


a)

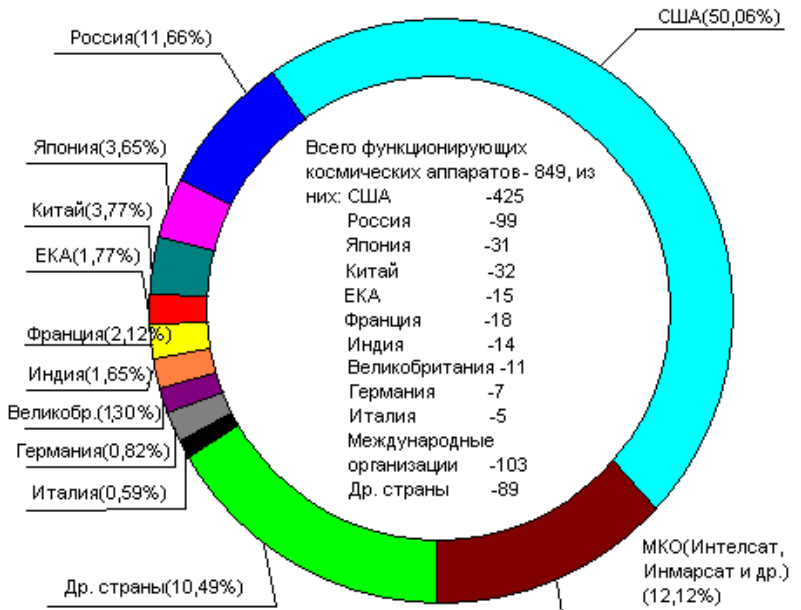


b)





МИРОВАЯ ОРБИТАЛЬНАЯ ГРУППИРОВКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ (НА 18.04.2005 Г.)



Число пусков РН (общее число пусков / в т.ч. аварийных) и число КА, выведенных на орбиты (в т.ч. число КА по контрактам с другими странами)

Страна	2004 г.	
	РН	КА
Россия	23	33(14)
США	16/1	15(6)
СИ ЛОНЧ	3	3(3)
Арианспейс/ЕКА	3	9(8)
Китай	8	10
Индия	1	1
Израиль	1/1	
ВСЕГО	55/2	71(31)

