ГЛАВА 10. СПУСК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ОРБИТЫ В АТМОСФЕРЕ ПЛАНЕТЫ

Спуск КА на поверхность Земли или другой планеты является заключительным этапом космического полета. КА, приближающийся к атмосфере планеты назначения 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 входа КА в атмосферу, 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. Тепловые потоки, поступающие на поверхность КА могут достигать значений порядка $10^2 - 10^4$ ккал/м^2 сек. Наконец, весьма актуальной является задача обеспечения посадки КА в заданный район поверхности Земли или другой планеты. Летательные аппараты, предназначенные для входа в атмосферу составляют довольно широкий класс. Сюда в первую очередь относятся гиперзвуковые планеры и искусственные спутники; скорость входа в атмосферу этих аппаратов не превышает круговой скорости. Наиболее трудной задачей является обеспечение входа в атмосферу и безопасной посадки межпланетных или лунных КА; скорость входа в атмосферу этих аппаратов близка к параболической скорости или превышает ее.

10.1. Спуск КА с орбиты спутника Земли

По характеру формирования траектории все режимы спуска можно разделить на три большие группы [7, 10].

1. Баллистический спуск.

2. Спуск с постоянным аэродинамическим качеством (планирующий спуск).

3. Управляемый спуск.

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

При баллистическом спуске аэродинамическое качество КА равно нулю. При его выполнении почти не требуется управлять полетом (кроме участка реактивного торможения для схода с орбиты). Однако расчетные перегрузки и нагрев аппарата при этом способе оказывается высокими. Применение специальных воздушных тормозов, позволяющих начинать торможение на больших высотах, можно существенно снизить продольные перегрузки. Простота баллистического спуска предопределила его применение при первых пусках аппаратов с человеком и для аппаратов без людей (в частности, для капсул, доставляющих на Землю научную документацию 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 аппарата, чем при баллистическом, так как подъемная сила оказывает гораздо большее влияние на траекторию полета, чем сила лобового сопротивления. Вместе с тем из-за большей сложности учета подъемной силы траектория планирующего спуска может быть рассчитана менее точно, чем траектория баллистического. Но при планирующем спуске неточности в расчете траектории компенсируются значительно большей возможностью управления полетом.

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

1) управление в процессе спуска углом атаки аппарата ($\alpha-$управление);

2) управление в процессе спуска углом крена ($\gamma-$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.10.1). Тогда спуск такого аппарата будет происходить с некоторым балансировочным углом атаки $\alpha=\alpha_\delta\neq 0$; так как появляется момент относительно центра тяжести от силы лобового сопротивления, который для перехода в режим устойчивого полета будет уравновешиваться моментом от подъемной силы (рис.10.1). 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): $Y_в=Y_\delta\cos\gamma$; $Y_Г=Y_\delta\sin\gamma$;

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 $m_{x_1 0}$, возникающего из-за технологической несимметричности СА и т.д. В этом заключается большое достоинство $\gamma-$ управления. Однако $\gamma-$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).

Сформулируем энергетически целесообразную схему спуска СА с орбиты ИСЗ (рис.10.2).

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 (рис.10.2) до высоты порядка 100 км.

Затем следует снижение и аэродинамическое торможение в плотных слоях атмосферы − участок ВМ на (рис.10.2) до высоты порядка 10 км.

И, наконец, завершающий участок спуска − участок мягкой посадки (участок МП рис.10.2) соответствует высотам $10 \div 0$ км. На этом участке вводится парашютная система. Для смягчения удара о Землю могут использоваться тормозные пороховые двигатели.

Приступим к баллистическому анализу каждого из этих участков.

10.1.1. 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 (Т.Д.У) величина орбитальной скорости КА уменьшается до таких значений, чтобы перицентр новой орбиты проходил ниже границ плотных слоев атмосферы. Этот способ является наиболее просто реализуемый 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 аппарат начинает двигаться по новой траектории. Как правило, при проведении проектировочных расчетов временем работы ТДУ можно пренебречь и считать, что тормозной импульс прикладывается мгновенно. Схематически спуск КА с орбиты ИСЗ показан на рис.10.2, отражающем на практике одноимпульсный сход с орбиты. Положение вектора $\bar{u}_т$ (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.10.2 $\theta_C < 0$, так что $|\psi| = |\varepsilon| + |\theta_C|$).

Скорость КА $\bar{V}_{Cп}$ и угол наклона вектора скорости после подачи тормозного импульса $\theta_{Cп}$ можно определить из соотношений (рис.10.2).

$$\bar{V}_{Cп} = \bar{V}_C + \bar{u}_т; \; V_{Cп} = \sqrt{V_C^2 + u_т^2 - 2V_C u_т \cos\psi} \tag{10.1}$$

$$\theta_{Cп} = \theta_C + \Delta\theta_{Cп}; \; \cos\Delta\theta_{Cп} = \frac{V_C - u_т \cos\psi}{V_{Cп}} \tag{10.2}$$

Если принять, что $u_т / V_C << 1$, то приближенно получим $V_{Cп} = V_C - u_т \cos\psi$. Траектория СВ (рис.10.2) 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 (в точке *B* рис.10) т.е. скорость $V_{вх}$ и угол $\theta_{вх}$. Имеем:

$$V_{Cп}^2 - \frac{2\mu}{r_C} = V_{вх}^2 - \frac{2\mu}{r_B} = H; \; r_C V_{Cп} \cos\theta_{Cп} = r_B V_{вх} \cos\theta_{вх} \tag{10.3}$$

Отсюда находим:

$$V_{\text{вх}} = \sqrt{V_{C\text{п}}^2 + 2\mu\left(\frac{1}{r_B} - \frac{1}{r_C}\right)} \tag{10.4}$$

$$\cos\theta_{\text{вх}} = \frac{V_{C\text{п}} r_C \cos\theta_{C\text{п}}}{V_{\text{вх}} r_B} \tag{10.5}$$

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

$$p = \frac{h^2}{\mu} = \frac{r_B^2 V_{\text{вх}}^2 \cos^2\theta_B}{\mu} \tag{10.6}$$

$$e = \sqrt{1 - \frac{p}{a}}, \text{ где } a = \frac{\mu r_B}{2\mu - r_B V_{\text{вх}}^2} \tag{10.7}$$

(a – большая полуось эллипса)

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

$u_{\text{вх}} = \omega_{\text{п}} + \vartheta_{\text{вх}}$, где $\omega_{\text{п}}$ – аргумент перицентра переходного эллипса, $\vartheta_{\text{вх}}$ – истинная аномалия точки входа (т.B рис.10.2).

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

$u_C = \omega_{\text{п}} + \vartheta_C$

Таким образом,

$$u_{\text{вх}} = u_C - \vartheta_C + \vartheta_{\text{вх}}, \tag{10.8}$$

причем $\cos\vartheta_{\text{вх}} = \dfrac{p - r_B}{e r_B}$; $\cos\vartheta_C = \dfrac{p - r_C}{e r_C} = \dfrac{r_C V_{C\text{п}}^2 \cos^2\theta_{C\text{п}} - \mu}{\mu e}$.

Аргумент широты точки "C" задан. Он находится с использованием формул сферической тригонометрии (см.рис.6.5): $\sin u_C = \sin\varphi'_C / \sin i$, где φ' – геоценрическая широта точки включения ТДУ, i – угол наклонения исходной орбиты ИСЗ.

В процессе баллистико-навигационного обеспечения спуска КА возникает ряд задач, связанных с определением положения точки включения ТДУ, величины $u_{\text{т}}$ и направления ψ (или ε) тормозной скорости. При этом могут быть поставлены задачи минимизации затрат топлива на торможение (т.е. $\min u_{\text{т}}$ или угловой дальности спуска φ) (рис.10.2) 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 $u_{\text{т}}$ необходимо определить оптимальное значение угла ψ (или ε), при котором угол входа $|\theta_{\text{вх}}|$ см.(10.5) был бы максимальным. Решение задачи, приведенное в работе [13], зависит от комбинации $r_C, V_C, u_{\text{т}}$. Рассмотрим основные результаты этого решения.

Введем следующие обозначения:

$$\tilde{r} = \frac{r_C}{r_B};\ \tilde{u}_{\text{т}} = \frac{u_{\text{т}}}{V_C};\ \tilde{\eta} = \frac{\eta}{V_C^2}, \tag{10.9}$$

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

Из (10.9) 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:

$$\psi = 0 \tag{10.10}$$

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

$$V_{\text{вх}} = V_C\sqrt{(1-\tilde{u}_{\text{т}})^2 + \tilde{\eta}}; \qquad \theta_{\text{вх}} = \arccos\frac{\tilde{r}(1-\tilde{u}_{\text{т}})}{\sqrt{(1-\tilde{u}_{\text{т}})^2 + \tilde{\eta}}} \tag{10.11}$$

В диапазоне $0 < \tilde{\eta} < 0{,}25$ возможны два решения, выбор любого из которых определяется значением $\tilde{u}_{\text{т}}$. Для решения этого вопроса 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 $\tilde{u}_{\text{т}} \leq C_1$ или $\tilde{u}_{\text{т}} \geq C_2$, то решением является $\psi = 0$ и параметры входа ($V_{\text{вх}}, \theta_{\text{вх}}$) определяются зависимостями (10.11). При выполнении неравенства $C_1 < \tilde{u}_{\text{т}} < C_2$, направление тормозной скорости $\tilde{u}_{\text{т}}$ (угол ψ) определяется так:

$$\psi = \arccos\frac{\tilde{u}_{\text{т}}^2 + \eta}{u_{\text{т}}}. \tag{10.12}$$

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

$$V_{\text{вх}} = V_C \sqrt{1 - \tilde{u}_{\text{т}}^2 - \tilde{\eta}}; \;\; \theta_{\text{вх}} = \arccos\left(\tilde{r}\sqrt{1 - \tilde{u}_{\text{т}} - \tilde{\eta}}\right) \qquad (10.13)$$

Анализ полученного решения (10.10), (10.12) показывает, что нулевой угол ψ характерен для тех исходных орбит движения КА, для которых выполняется условие $\tilde{\eta} \geq 0.25$ (при любой величине $\tilde{u}_{\text{т}}$). В диапазоне значений $0 < \tilde{\eta} < 0{,}25$ ориентация ТДУ может быть как нулевой, так и не нулевой, − все зависит от величины $\tilde{u}_{\text{т}}$ и значений констант C_1 и C_2.

В заключение отметим, что выбором величины и направления вектора скорости $u_{\text{т}}$, а также времени включения ТДУ ($\overline{V}_C$) можно обеспечить любые требуемые условия входа в плотные слои атмосферы. Это позволяет исследовать участок основного 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.

10.1.2. Участок основного 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 теплопотоков, прочность конструкции аппарата и обеспечение подвижной тепловой защиты, 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 КА 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. Движение относительно центра масс не учитывается.

Допущение 5 для атмосферы Земли не является достаточно обоснованным (см.рис.5.5), так как даже в диапазоне высот от 20 до 80 км значения температуры колеблются в пределах ±20%. Введение этого допущения может в отдельных случаях вносить погрешность порядка ±20% в определение максимальной перегрузки, однако эта погрешность может быть скорректирована.

С учетом только допущений 1 и 2 уравнения движения в скоростной системе координат запишутся следующим образом [15]:

$$
\begin{aligned}
&1)\frac{dV}{dt}=-\frac{C_x(M)S_{\text{м}}\rho(h)V^2}{2m}-g(h)\sin\theta\\
&2)\frac{d\theta}{dt}=\frac{C_y(M)S_{\text{м}}\rho(h)V^2}{2m}\cos\gamma-\cos\theta\left(\frac{g(h)}{V}-\frac{V}{R_З+h}\right)\\
&3)\frac{dh}{dt}=V\sin\theta\\
&4)\frac{dL}{dt}=\frac{VR_З\cos\theta}{R_З+h}
\end{aligned}
\qquad (10.14)
$$

$L=R_З\Phi;\ \dfrac{d\Phi}{dt}=\dfrac{V\cos\theta}{R_З+h}$ (рис.10.2).

Перегрузки в скоростных осях:

$$
\begin{aligned}
&n_x=\frac{X}{G}=\frac{C_xS_{\text{м}}\rho V^2}{2G}=\frac{bq}{g};\quad b=\frac{C_xS_{\text{м}}}{m};\quad q=\frac{\rho V^2}{2};\\
&n_y=\frac{Y}{G}=\frac{C_xS_{\text{м}}\rho V^2}{2G}=\frac{Kbq}{g};\quad K=\frac{C_y}{C_x};
\end{aligned}
\qquad (10.15)
$$

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

В работах [18] и [19] дается приближенное аналитическое решение уравнений (10.14) применительно к атмосфере любой планеты для баллистических и планирующих СА при различных углах входа. Поскольку система (10.14) является приближенной, то и полученные в указанных работах аналитические решения ограничиваются относительно узкими рамками применения к задачам спуска в атмосфере. Спуск КА с постоянным качеством 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 СА 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.

Рассмотрим различные режимы спуска КА, которые реализуются при спуске КА.

Анализ типовых режимов спуска СА в атмосфере

Из системы (10.14) и (10.15) следует, что на параметры траектории могут влиять только два параметра – аэродинамическое качество $K = \frac{C_y}{C_x}$ и баллистический параметр $b = \frac{C_x S_м}{m}$. Как правило, в качестве управляющего параметра выбирается аэродинамическое качество СА. Для расчета траекторий управляемого спуска необходимо к системе (10.14) добавить уравнение управления, которое представляет собой закон изменения аэродинамического качества СА. Если аэродинамическое качество равно нулю, то такой спуск называется баллистическим, а аппараты, на которые реализуется такой спуск, - аппаратами баллистического спуска. Примерами подобного типа аппаратов являются “Восток”, “Восход”, “Джемини”. Если аэродинамическое качество в процессе спуска не равно нулю, то спуск называется планирующим, а аппараты, на которых реализуется такой спуск, называются аппаратами планирующего спуска. Примерами таких аппаратов являются “Союз”, “Аполлон”, орбитальная ступень многоразовой транспортной системы “Спейс Шаттл”[10].

Реальные траектории спуска часто могут быть представлены в виде сочетания отдельных модельных 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.

10.1.3 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 около центра масс.

Для исследования 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 ускорения свободного падения на касательную к траектории мала по сравнению с ускорением от силы лобового сопротивления.

Для этих и ранее принятых допущений удается получить аналитическое решение системы (10.14).

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

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{C_x \rho V^2 S_{\text{м}}}{2m}; \qquad \rho = \rho_0 e^{-\beta h} \tag{10.16}$$

Далее можно принять:

$$\theta \approx \theta_{\text{вх}} = const \tag{10.17}$$

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

С учетом (10.17) третье уравнение системы (10.14) можно записать в виде:

$$\frac{dh}{dt} = V \sin\theta_{\text{вх}} = V\theta_{\text{вх}} \tag{10.18}$$

Исключая время из уравнений (10.16) и (10.18), получим

$$\frac{dV}{dh} = -C_x \frac{S_{\text{вх}} \rho_0 e^{-\beta h} V}{2m\theta_{\text{вх}}} \quad \text{или} \quad \frac{dV}{V} = -C_x \frac{S_{\text{м}}}{2m} \frac{\rho_0 e^{-\beta h}}{\theta_{\text{вх}}} dh \tag{10.19}$$

Интегрируя (10.19), получим

$$V = V_{вх} \exp\left[\frac{C_x S_м}{2m}\frac{(\rho - \rho_{вх})}{\beta\theta_{вх}}\right], \qquad (10.20)$$

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

Продольная перегрузка в соответствии с (10.15); ($g \approx g_0$):

$$n_x = \frac{C_x S_м}{2mg_0}\rho V^2 \qquad (10.21)$$

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

Используя (10.20), получаем:

$$q = \frac{1}{2}V_{вх}^2 \exp\left[\frac{C_x S_м(\rho - \rho_{вх})}{m\beta\theta_{вх}}\right] \qquad (10.22)$$

Из условия экстремума (10.22) получим:

$$\rho\,|_{q=q_{\max}} = -\frac{m\beta\theta_{вх}}{C_x S_м} \qquad (10.23)$$

Подставив (10.23) в (10.20) получим значение текущей скорости КА в момент достижения максимальной перегрузки $V(n_{x\max})$:

$$V(n_{x\max}) = V_{вх} \exp\left[-\left(\frac{1}{2} + \frac{C_x S_м \rho_{вх}}{2m\beta\theta_{вх}}\right)\right] \qquad (10.24)$$

Используя (10.21) и (10.24) находим величину $n_{x\max}$:

$$n_{x\max} = -\frac{\beta\theta_{вх}}{2g_0}V_{вх} \exp\left[-\left(1 + \frac{C_x S_м \rho_{вх}}{m\beta\theta_{вх}}\right)\right] \qquad (10.25)$$

Более простые формулы приводятся в работе [19]. Эти формулы получены на основе приближенного решения системы (10.14), при этом принимается $\rho_{вх} \approx 0$. Тогда, если $|\theta_{вх}| > 6^\circ$, то для Земли получаем

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

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

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

Анализ результатов по перегрузкам показывает, что для того, чтобы обеспечить при снижении на Землю перегрузку, меньшую 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 β=const), $n_{x\ \max}$ не зависит от баллистического параметра $b = \dfrac{C_x S_{\text{м}}}{m}$.

Установим связь между перегрузками и временем движения на участке основного аэродинамического торможения. Для этого обратимся к уравнению (10.16), которое перепишем в виде:

$$\frac{dV}{dt} = -gn_x, \tag{10.26}$$

где $n_x = \dfrac{C_x S_{\text{м}}}{2G}\rho V^2$.

Полагая $g \approx g_0$ после интегрирования (10.26), получим

$$V_{\text{вх}} - V_k \approx g_0 \int\limits_{t_{\text{вх}}}^{t_k} n_x dt.$$

Индекс "k " соответствует окончанию основного аэродинамического торможения, т.е. началу участка мягкой посадки (т. M рис.10.2). Учитывая, что $V_k \ll V_{\text{вх}}$, окончательно получим

$$\frac{V_{\text{вх}}}{g_0} \approx \int\limits_{t_{\text{вх}}}^{t_k} n_x dt \tag{10.27}$$

или

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

Из (10.27) следует, что уровень 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 $\theta_{вх}$;

2) баллистический спуск характеризуется тяжелым перегрузочным режимом, ибо даже в самом благоприятном случае ($\theta_{вх}= -1°$) $n_{x\ max}$>7-8, при этом время действия перегрузок, превышающих n_x=5 составляет 60-70 с;

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

В настоящее время созданы автоматические КА и соответствующая бортовая аппаратура, которые в состоянии выдержать максимальные перегрузки в десятки и даже сотни 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 допустимый перегрузки составляют 3−5 единиц. Принимая во внимание ограничение по максимально допустимой перегрузке, отметим, что принципиально спуск пилотируемого КА баллистического типа с орбитой ИСЗ возможен при входе в атмосферу в очень малом диапазоне начальных углов $0 \le |\theta_{вх}| \le 2^\circ$.

Обеспечение устойчивого, строгого ориентированного относительно набегающего потока снижения СА в атмосфере, составляет следующую важную особенность проблемы спуска. Это требование объясняется несколькими причинами:

1) необходимо, 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 третьем заключительном этапе спуска.

Ориентированный спуск КА обеспечивается активной или пассивной стабилизацией объекта. Пассивная стабилизация, достигаемая за счет выбора определенного запаса статической устойчивости, была реализована СА 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 и анализу 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 величиной разброса траектории в продольном и боковом направлениях.

При спуске с орбиты ИСЗ возможны 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) Ошибки в величине тормозной скорости − $\Delta u_{\text{т}}$.

Отмеченные погрешности (1−3) в конечном виде приводят к погрешностям начальных условий в плотные слои атмосферы $-\Delta V_{\text{вх}}, \Delta\theta_{\text{вх}}, \Delta\varphi$.

4) Атмосферные погрешности. К ним относятся погрешности знания параметров атмосферы и прежде всего неточность знания закона изменения плотности с высотой полета.

5) Ошибки в расчетных характеристиках и параметрах СА.

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

Принципиально возможны два пути уменьшения рассеивания точек посадки:

1) улучшение характеристик всех систем, обеспечивающих посадку, и уточнение всех необходимых данных о СА и окружающей его среде, 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 располагать управляющими силами. Возможности системы управления спуска (СУС) определяется зоной маневра − это та область на поверхности Земли, которую 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 (10−14) видно, что при баллистическом спуске $(C_y = 0)$ на траекторию полета можно влиять только с помощью параметров $C_x, S_м$, изменяя их определенным образом. 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 во все время спуска (не считая обгара). Учитывая отмеченное, основным параметром, характеризующим СА баллистического типа, является баллистический коэффициент $b = \frac{C_x S_м}{m}$, который при проведении исследований можно считать постоянным во все

время спуска и который характеризует тормозные свойства конкретного СА. Рассмотрим пример решения задачи оценки точности приземления при баллистическом спуске.

10.1.4 Оценка точности приземления

Рассмотрим сначала отклонения от заданного места приземления СА вследствие ошибок при сообщении ему тормозного импульса: $\Delta u_{\text{т}}, \Delta\psi$ (рис.10.2) и составляющей скорости по нормали к плоскости орбиты V_z. Орбиту при этом предполагаем точно известной. Указанные ошибки будут вызывать отклонения точки падения от намеченного пункта 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 ошибок $\Delta u_{\text{т}}, \Delta\psi, V_z$ на отклонения ΔL и ΔZ будем пренебрегать влиянием атмосферы на траекторию спуска. Ошибки на участке полета в плотных слоях атмосферы рассматриваются отдельно.

Боковое отклонение точки приземления:

$$\Delta Z \approx \frac{V_z}{V_c} R_{\text{з}} \sin\beta_{\text{з}}, \qquad (10.28)$$

где V_c – скорость КА на орбите ИСЗ; $\beta_{\text{з}}$ – угловая дальность спуска, $R_{\text{з}}$ – радиус Земли.

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

Найдем отклонения ΔL за счет ошибок $\Delta u_{\text{т}}$ и $\Delta\psi$. Скорость $\overline{V}_{\text{сп}}$ и ее направление $\theta_{\text{сп}}$ (рис.10.2) после сообщения КА тормозного импульса $\overline{u}_{\text{т}}$ определяется формулами (10.1), (10.2). Перепишем эти формулы в несколько ином виде.

$$V_{\text{сп}}{}^2 = V_c^2\left[1 + \left(\frac{u_{\text{т}}}{V_c}\right)^2 - 2\left(\frac{u_{\text{т}}}{V_c}\right)\cos\psi\right]$$

$$\theta_{\text{сп}} = \theta_c + \Delta\theta_{\text{сп}}; \sin\Delta\theta_{сп} = \frac{u_{\text{т}}}{V_{сп}}\sin\psi$$

Будем полагать: $90° \geq \psi \geq 0$.

Угловая дальность полета аппарата от точки, где ему сообщена дополнительная скорость $\bar{u}_{\text{т}}$ до точки падения (т.*П* рис.10.2) определяется формулой, которая получена без учета сопротивления атмосферы на участке ВП (траектория СВП − эллипс) [12].

$$tg\frac{\beta_3}{2} = \frac{1}{A}\cos\theta_{\text{сп}}\left(\sin\theta_{\text{сп}} + \sqrt{\sin^2\theta_{\text{сп}} + \frac{r_c - R_3}{R_3}A}\right), \tag{10.29}$$

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 (10.4), (10.5), определим угол $\theta_{\text{вх}}$ в конце участка траектории спуска при входе аппарата в плотные слои атмосферы. $\cos\theta_{\text{вх}} = \frac{r_c V_{\text{сп}}\cos\theta_{\text{сп}}}{r_B V_B}, r_B = R_3 + h_a, V_B = \sqrt{V_{\text{сп}}^2 + 2\mu\left(\frac{1}{r_B} - \frac{1}{r_c}\right)}$. Помимо определения угла дальности β_3 и угла выхода $\theta_{вх}$ нас будут интересовать производные от дальности $L = R_3\beta_3$ по параметрам, характеризующим величину и направление скорости $\bar{u}_{\text{т}}$ (функции влияния):

$$\frac{\partial L}{\partial\psi} = \frac{\partial L}{\partial V_{\text{сп}}}\frac{\partial V_{\text{сп}}}{\partial\psi} + \frac{\partial L}{\partial\theta_{\text{сп}}}\frac{\partial\theta_{\text{сп}}}{\partial\psi} \tag{10.30}$$

$$\frac{\partial L}{\partial u_{\text{т}}} = \frac{\partial L}{\partial V_{\text{сп}}}\frac{\partial V_{\text{сп}}}{\partial u_{\text{т}}} + \frac{\partial L}{\partial\theta_{\text{сп}}}\frac{\partial\theta_{\text{сп}}}{\partial u_{\text{т}}}, \tag{10.31}$$

где

$$\frac{\partial L}{\partial V_{\text{сп}}} = R_3\frac{\partial\beta_3}{\partial V_{\text{сп}}} = \frac{2R_3}{B}\frac{(1 - \cos\beta_3)}{V_{\text{сп}}};$$
$$B = \sin\beta_3 - K\sin(\beta_3 + \theta_{\text{сп}})\cos\theta_{\text{сп}};$$
$$\frac{\partial L}{\partial\theta_{\text{сп}}} = \frac{KR_3}{B}\left[\sin(\beta_3 + 2\theta_{\text{сп}}) - \frac{r_c}{R_3}\sin\theta_{\text{сп}}\right];$$

$$\begin{gathered}\frac{\partial V_{\text{сп}}}{\partial\psi} = \frac{V_c}{V_{cn}}u_{\text{т}}\sin\psi; \frac{\partial\theta_{\text{сп}}}{\partial\psi} = 1 - \frac{V_c}{V_{\text{сп}}}\cos(\theta_{\text{сп}} - \theta_c);\\ \frac{\partial V_{\text{сп}}}{\partial\Delta u_{\text{т}}} = -\frac{u_{\text{т}}}{V_{\text{сп}}} + \frac{V_c}{V_{\text{сп}}}\cos\psi; \frac{\partial\theta_{cn}}{\partial u_{\text{т}}} = \frac{V_c}{V_{\text{сп}}^2}\sin\psi\end{gathered} \tag{10.32}$$

Расчеты, результаты которых в виде графиков приведены в работе [12] для трех круговых орбит с высотами 200, 300, 400 км и диапазона изменения угла $\psi[0 - 60°]$, для трех значений тормозного импульса $u_{\text{т}}$− 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 $\frac{\partial L}{\partial u_{\text{т}}}$ имеет значение, близкое к минимальному. Следовательно, выгодно производить спуск при указанном значении угла ψ, т.к. при этом практически устраняется влияние на точку приземления ошибок ориентации ТДУ. Для рассмотренных величин $u_{\text{т}}$ и принятых орбит, угол ψ, при котором $\frac{\partial L}{\partial \psi} = 0$ лежит в пределах $35 - 60°$. 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 производится торможение. При этом, как показывают расчеты, для орбит, имеющих небольшие эксцентриситеты $(e \le 0{,}03)$ 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 $u_{\text{т}}$ угловая дальность β_3 и производная $\frac{\partial L}{\partial u_{\text{т}}}$ резко уменьшаются. Однако отклонение дальности ξ, соответствующие одному проценту ошибки тормозной скорости, меняется слабее $\left(\xi = \frac{\Delta L}{0{,}01 \Delta u_{\text{т}} / u_{\text{т}}}\right)$. На основании этого можно считать, что если ошибка $\Delta u_{\text{т}}$ не является определяющей, то величину $u_{\text{т}}$ для уменьшения влияния ошибок $\Delta u_{\text{т}}$ рационально увеличивать до 300−400м/с, т.к. дальнейшее увеличение дополнительной скорости не приводит к существенному уменьшению $\left(\frac{\Delta L}{0{,}01 \Delta u_{\text{т}} / u_{\text{т}}}\right)$.

10.1.5 Влияние ошибок на участке полета в атмосфере

Эти ошибки возникают в результате возможной погрешности при определении величины силы сопротивления воздуха. Сила сопротивления воздуха может отличаться от своего расчетного значения из-за ошибок при определении ошибок следующих величин:

- - коэффициента торможения $K_x = C_x g / p_м = bg$. ($p_м = m / S_м$ – нагрузка на мидель; $b = (C_x S_м)/m$);
- - плотности воздуха ρ;
- - случайных отклонений параметров движения от расчетных значений при входе в атмосферу (т.*B* на рис.10.2).

Для выяснения влияния указанных ошибок на отклонение дальности используются результаты численных расчетов на ЭВМ дальности L участка основного аэродинамического торможения. Используется система (10.14) при $C_y = 0$. Перепишем эту систему, введя параметр K_x.

$$\begin{aligned}
&1)\frac{dV}{dt} = -\frac{1}{2g}K_x \rho V^2 - g\sin\theta \\
&2)\frac{d\theta}{dt} = -\cos\theta\left(\frac{g}{V} - \frac{V}{R_3 + h}\right) \\
&3)\frac{dh}{dt} = V\sin\theta \\
&4)\frac{dL}{dt} = \frac{VR_3\cos\theta}{R_3 + h}
\end{aligned}, \qquad (10.33)$$

$\rho = \rho_0 e^{-\beta h}; \rho_0 = 1{,}23\,кг/м^3; g \approx g_0$

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

Результаты расчетов, приведены в работе [12] при K_x в диапазоне $\left[5\cdot 10^4 - 10^{-2}\right]$, 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 $\theta_{вх}$, следует отметить, что когда требуется высокая точность приземления в намеченном районе, угол $\theta_{вх}$ не должен быть меньше $4 - 6°$, т.к. при $|\theta_{вх}| \le 4°$ каждому изменению $\Delta K_x / K_x$ на 10% соответствует отклонение дальности $\Delta L \geq 10$км. Приведенные цифры характеризуют также влияние ошибки $\Delta\rho/\rho$. Представляет интерес, какие из высот из диапазона 80−15км наиболее сильно влияют на величину ΔL при полете СА по траектории с разными углами $\theta_{вх}$. Оказывается, что при $|\theta_{вх}| > 4{,}5°$ основной разброс по дальности возникает на высотах менее 15км, в то время как при $|\theta_{вх}| > 10°$ на высотах более 15км разброс траектории отсутствует. При углах входа $|\theta_{вх}| < 4{,}5°$ наибольший разброс наблюдается на высотах, превышающих 15км. При случайных отклонениях угла входа $\theta_{вх}$ дальность полета будет изменяться различно при разных коэффициентах сопротивления аппарата. Если бы $K_x = 0$, то изменение дальности полета ΔL соответствовало бы эллиптической теории. При $K_x \neq 0$ изменение дальности происходит так 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 $\theta_{вх}$. Была определена величина производной $\frac{\partial \Delta L}{\partial \theta_{вх}}$ при различных по величине коэффициентах K_x. Оказалось, что $\frac{\partial \Delta L}{\partial \theta_{вх}}$ резко возрастает при $|\theta_{вх}| < 4°$. При $|\theta_{вх}| > 7°$ производная невелика по величине. При $K_x \leq 0{,}001$ в этом диапазоне углов $\frac{\partial \Delta L}{\partial \theta_{вх}} \leq 30$км/град. При $\theta_{вх} \approx 3°$ величина $\frac{\partial \Delta L}{\partial \theta_{вх}}$ составляет примерно 300−350км/град.

10.1.6 Планирующий спуск с постоянным значением аэродинамического качества

Использование спускаемых аппаратов (СА) 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 увечить маневренные возможности СА, что существенно облегчает выбор места посадки как в продольном, так и в боковом направлении. 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 (10.14) при $\gamma = 0$ (см.рис.10.1.2).

При анализе движения принимаются дополнительные допущения (кроме тех, что отмечены в 10.1.2):

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

В результате из (10.14) получим следующую систему уравнений:

$$\begin{aligned}
&1)\frac{dV}{dt} = -b\frac{\rho V^2}{2} - g\sin\theta \\
&2)\frac{d\theta}{dt} = bK\frac{\rho V}{2} + \left(\frac{V}{R_3 + h} - \frac{g}{V}\right)\cos\theta \\
&3)\frac{dh}{dt} = V\sin\theta \\
&4)\frac{d\Phi}{dt} = \frac{V\cos\theta}{R_3 + h}
\end{aligned} \qquad (10.34)$$

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

Начальные условия: при $t = 0; V = V_{вх}; \theta = \theta_{вх}; h_{вх} = h_a \approx 100 км; \Phi = 0$.

Перегрузки определяются формулами (10-15): $n_x = \dfrac{b\rho V^2}{2g}; n_y = \dfrac{Kb\rho V^2}{2g}; n = n_x\sqrt{1+K^2}$. Поскольку траектория планирующего спуска определяется начальными параметрами движения, баллистическим параметром “b” и качеством “K”, то и перегрузки определяются этими же величинами.

Система (10.34) решается численным интегрированием. Рассматриваются также и приближенные аналитические решения [10, 19].

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 (10.34) примем:

$$\left(\frac{V}{R_3+h}-\frac{g}{V}\right)\cos\theta\approx 0 \tag{10.35}$$

В этом случае, считая $|\theta|$ малым ($|\theta|\le 5°$), получим: (разделив второе уравнение системы (10.34) на третье).

$$\frac{d\theta}{dh}=\frac{bK\rho}{2\theta}, \tag{10.36}$$

причем $\rho=\rho_0 e^{-\beta h}$.

Интегрируем уравнение (10.36):

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

Далее получаем:

$$\rho=\rho_{вх}-\frac{\beta}{Kb}\left(\theta^2-\theta^2_{\text{вх}}\right), \tag{10.37}$$

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

Чтобы получить формулу для текущей скорости СА разделим первое уравнение системы (10.34) на второе: $(\sin\theta\approx\theta)$.

$\frac{dV}{d\theta}=-\frac{V}{K}-\frac{2g\theta}{bK\rho V}$, или, пренебрегая вторым слагаемым в правой части:

$\frac{dV}{d\theta}=-\frac{V}{K}$, откуда интегрируя получаем:

$$\int\limits_{V_{вх}}^{V}\frac{dV}{V}=-\int\limits_{\theta_{вх}}^{\theta}\frac{1}{K}d\theta \tag{10.38},$$

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

Из (10.38) имеем:

$$\theta = \theta_{\text{вх}} + K \ln \frac{V_{\text{вх}}}{V} \tag{10.39}$$

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

$$n = n_x \sqrt{1 + K^2} = \frac{b\rho V^2}{2g} \sqrt{1 + K^2} \tag{10.40}$$

Из (10.40) следует, что $n = \max$ при $\rho V^2 = \max$. Определим значение θ, при котором $\rho V^2 = \max$. Для этого, используя (10.37) и (10.38) получим выражение ρV^2.

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

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

$$\theta^2 - K\theta - \theta_{\text{вх}} = 0 \tag{10.41}$$

Если считать $|\theta_{\text{вх}}|$ достаточно малым, а аэродинамическое качество сравнительно большим, то (10.41) можно приближенно записать в виде:

$$\theta(\theta - K) \approx 0 \qquad (10.42).$$

Из (10.42) следует, что, приближенно: n=max при

$$\theta^* = 0 \tag{10.43}$$

$$\text{и } \theta^* = K. \tag{10.44}$$

Условие $\theta^* = 0$ может быть выполнено только $C_y > 0$, т.е. при K>0, что следует из второго уравнения системы (10.34) или (10.14). В этом случае траектория СА имеет точку, в которой вектор скорости $\bar{V}$ направлен по местному горизонту. При дальнейшем движении СА угол θ становится положительным и аппарат начинает увеличивать высоту полета (рикошетирующий спуск). Подставив (10.43) в (10.37) получим условие рикошетирования СА.

$$\frac{\theta_{\text{вх}}^2 \beta}{\rho^* - \rho_{\text{вх}}} = Kb = \frac{C_y S_{\text{м}}}{m}, \tag{10.45}$$

где $\rho^* = \rho|_{\theta=0}$.

С учетом (10.37), (10.38), (10.43) запишем выражение (10.40) для максимальной суммарной перегрузки “$n_{\max}$”: $n = n_{\max}$ при $\theta = \theta^* = 0$. Тогда

$$n_{\max} = \frac{bV_{\text{вх}}^2}{2g}\sqrt{1+K^2}\left(\rho_{\text{вх}} + \frac{\beta}{Kb}\theta_{\text{вх}}^2\right)\exp\left[\frac{2\theta_{\text{вх}}}{K}\right] \tag{10.46}$$

Если в (10.46) положить $\rho_{вх} \approx 0$, то получим

$$n_{\max} = \frac{V_{\text{вх}}^2\beta\theta_{\text{вх}}^2}{2gK}\sqrt{1+K^2}\exp\left[\frac{2\theta_{\text{вх}}}{K}\right] \tag{10.47}$$

Анализ (10.47) показывает, что при достаточно больших K $(K > 2|\theta_{\text{вх}}|)$. С увеличением аэродинамического качества “K” максимальная суммарная перегрузка уменьшается.

Условие (10.44) 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 $(\rho_{\text{вх}} \approx 0)$.

$$n_{\max} = \frac{\beta V_{\text{вх}}^2}{2gK}\left(K^2 - \theta_{\text{вх}}^2\right)\sqrt{1+K^2}\exp\left[-\frac{2}{K}(K - \theta_{\text{вх}})\right] \tag{10.48}$$

Для случая $|\theta_{\text{вх}}| << K$

$$n_{\max} = \frac{\beta V_{\text{вх}}^2}{2ge^2}K\sqrt{1+K^2} \tag{10.49}$$

Из (10.49) 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 $(|\theta_{\text{вх}}| \le 5°)$.

Рассмотрим случай, когда начальные углы входа достаточно велики $(5° \le |\theta_{\text{вх}}| \le 90°)$.

Результаты численного интегрирования системы (10.34) показывают, что суммарная перегрузка “n”, полученная в приближенном решении хорошо совпадает с точным решением от 0 до первого максимума при $K \le 1 \div 2$ и

$|\theta_{\text{вх}}| \geq 4{,}5-5°$. 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, что $\frac{d\rho}{dh} = -\beta\rho_0 e^{-\beta h} = -\beta\rho$, $\frac{dh}{dt} = V\sin\theta, \frac{d\theta}{dt} \cong bK\frac{\rho V}{2}$ (учитывая (10.35)). Получим

$$\frac{d\rho}{d\theta} = -\frac{2\beta\sin\theta}{Kb} \tag{10.50}$$

Интегрируя (10.50) с учетом $\rho_{\text{вх}} \approx 0$, будем иметь

$$\rho = \frac{2\beta}{Kb}\left(\cos\theta - \cos\theta_{\text{вх}}\right) \tag{10.51}$$

Согласно (10.39) $\theta = \theta_{\text{вх}} + K\ln\frac{V_{\text{вх}}}{V}$. Тогда

$$\rho = \frac{2\beta}{Kb}\left[\cos\left(\theta_{\text{вх}} + K\ln\frac{V_{\text{вх}}}{V}\right) - \cos\theta_{\text{вх}}\right] \tag{10.52}$$

Из условия экстремума “n”: $\left.\frac{dn}{dV}\right|_{V=V^*} = 0$, и используя формулу (10.40), получаем уравнение $2\rho + V\frac{d\rho}{dV} = 0$, из которой находим $V^* = V_{\text{вх}}\left(\frac{\rho_{\text{вх}}}{\rho^*}\right)^2$.

Подставив полученное значение V^* в (10.52), найдем значение ρ^* и далее получим выражение для максимальной полной перегрузки.

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

Таким образом, для снижения максимального значения полной перегрузки увеличение аэродинамического качества при спуске с орбиты спутника можно использовать только при малых углах входа в атмосферу, причем наибольший эффект дает увеличение аэродинамического качества в приделах до $K \approx 1{,}0$. Дальнейшее увеличение аэродинамического качества СА с этой точки зрения мало эффективно. Влияние аэродинамического качества СА на максимальную полную перегрузку с орбит ИСЗ показано на рис.10.3.

Особенностью траекторий спуска КА при постоянном аэродинамическом качестве “K” является их колебательный характер (рис.10.4). Траектории проходят около траектории равновесного планирования, на которой подъемная сила уравновешивает центробежную силу и 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 вектора скорости к местному горизонту при спуске к плоскости большого круга с малыми углами наклона могут быть записаны следующим образом [10, 19]:

$$n_x \approx \frac{1}{K}\left(1-\tilde{V}^2\right)$$
$$L = \frac{R_З}{2} K \ln\frac{1-\tilde{V}^2}{1-\tilde{V}^2_{вх}} \tag{10.53}$$

$$t = \frac{1}{2}\sqrt{\frac{R_З}{g_0}} K \ln\frac{\left(1-\tilde{V}^2\right)\left(1+\tilde{V}^2_{вх}\right)}{\left(1+\tilde{V}^2\right)\left(1-\tilde{V}^2_{вх}\right)} \tag{10.54}$$

$$h = -\frac{1}{\beta}\ln\frac{2g_0\left(1-\tilde{V}^2\right)}{\rho_0 V^2 bK} \tag{10.55}$$

$$\theta = \arcsin\left(-\frac{2}{\beta R_З K\tilde{V}^2}\right), \tag{10.56}$$

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

Использование аппаратов с аэродинамическим качеством позволяет значительно увеличить дальность спуска в атмосфере по сравнению с баллистическим спуском. На рис.10.5 приведена зависимость дальности спуска в атмосфере Земли от аэродинамического качества при различных начальных углах входа, полученная численным интегрированием уравнений (10.34). Из рис.10.5 следует, сто даже малое аэродинамическое качество СА позволяет в несколько раз увеличить дальность спуска по сравнению с дальностью баллистического снижения.

10.1.7 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.10.6 представлена зависимость дальности спуска для угла входа $\theta_{вх} = -2°$ и скорости $V_{вх} = 7{,}8\,\text{км/с}$ при изменении качества от K=0 до K=0,5 от обратной величины параметра $\sigma = \frac{C_x S_м}{G} = \frac{1}{g} b$. Кривые дают понятие о величине разбросов 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 $n \le n_{\max\,доп}$. Здесь $n_{\max\,доп}$ – максимальное значение допустимой перегрузки; n – текущее значение суммарной перегрузки на траектории спуска.

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

На рис.10.7 приведен график эффективности использования регулируемой переменной 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 фазового 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 переворота 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 величину ~ 10 км относительно точки посадки, определенной без учета заключительного участка.

Первый вариант более удобный, универсальный, точный, так как в этом случае более совершенное 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.

10.1.8 Принципы синтеза СУС непрерывного действия

Требования точной посадки СА в заданном районе Земли является в настоящее время доминирующим. СУС должна обеспечить выполнение этого требования или соблюдение некоторых ограничений, в первую очередь ограничений по перегрузкам. Это определило целое направление в построении СУС – управление конечной дальностью, т.е. управление конечным состоянием объекта.

Можно рассматривать следующие пути 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 простым является СУС первого типа. Под простыми СУС будем понимать системы, которые строятся с использованием простой, легко доступной, для измерения информации. В настоящее время принято считать, что такой простой информацией является информация от измерения перегрузок, интегралов от перегрузок и время полета.

Возможными вариантами такой системы являются СУС, в которых закон изменения аэродинамического качества СА имеет следующий вид:

$$\Delta K = K_{y_1}\Delta V_y + K_{y_2}\Delta h + K_{y_3}\Delta V_x + K_{y_4}\Delta L \qquad (10.57)$$

(В качестве независимой переменной используется время)

$$\Delta K = K_{y_1}\Delta V_y + K_{y_2}\Delta h + K_{y_3}\Delta L \qquad (10.58)$$

$$\Delta K = K_{y_1}\Delta V_y + K_{y_2}\Delta n_x + K_{y_3}\Delta L \qquad (10.59)$$

в последних двух законах в качестве независимой переменной принята горизонтальная составляющая скорости V_x.

В этих соотношениях $\Delta K = K - K_{\text{ном}}$ – 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.

$K_{y_1}, K_{y_2}, K_{y_3}, K_{y_4}...$ – коэффициенты усиления (постоянные или переменные) Использование переменных коэффициентов усиления, как правило, улучшает характеристики СУС

Заметим, что измерение перегрузки n_x позволяет достаточно эффективно заменять измерение высоты полета h. Текущая дальность может быть выражена через время снижения или получена путем двойного интегрирования перегрузки.

Реализация приведенных законов управления предоставляет 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 используется 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

$$\Delta K = K_{y_1} \Delta \dot{W} \tag{10.60}$$

где $\Delta \dot{W} = \dot{W} - \dot{W}_{\text{ном}}$ – вариация проекции кажущегося ускорения на продольную ось СА ($\dot{W} = a_{x_1} - g_{x_1}$).

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

$$\Delta K = K_{y_1} \Delta \dot{W} + K_{y_2} \frac{\partial \Delta \dot{W}}{\partial t} + K_{y_3} \int_0^t \Delta \dot{W} dt \tag{10.61}$$

Большое развитие получили системы, в которых отслеживание опорной траектории производится на основе линейного прогноза отклонений конечной дальности L_k [19].

Отклонения точки посадки в продольной плоскости при условии, что с момента времени t_i возмущения не будет действовать можно написать в виде [12].

$$\Delta L_k(t_i) = L_k - L_{\text{ном}} = \frac{\partial L_k}{\partial y_i}\Delta y_i + \frac{\partial L_k}{\partial V_{xi}}\Delta V_{xi} + \frac{\partial L_k}{\partial V_{y_i}}\Delta V_{y_i} + \frac{\partial L_k}{\partial x_i}\Delta x_i, \qquad (10.62)$$

где $\frac{\partial L_k}{\partial x_i},...,\frac{\partial L_k}{\partial V_{y_i}}$ – частные производные конечной дальности полета по координатам и скоростям в момент времени t_i; $\Delta x_i ... \Delta V_{y_i}$ – отклонения координат и составляющих скорости СА в момент времени t_i от расчетных значений. Приводя в каждый момент времени выражение для $\Delta L_k(t_i)$ к нулю путем введения соответствующего управляющего воздействия (по углу γ)

$$\Delta L_k(t_i) = \xi \frac{\partial L_k}{\partial \gamma}\Delta\gamma = 0 \qquad (10.63)$$

можно обеспечить условие посадки в заданном районе. Коэффициент $\xi \neq 0$ вводиться 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, обеспечивающее привод СА в заданную точку посадки; $\gamma_{\text{ном}}$ – значение угла крена при отсутствии возмущений.

Для решения выбранного функционала следует знать частные производные $\frac{\partial L_k}{\partial x},...,\frac{\partial L_k}{\partial \gamma}$, номинальные (программные) значения траекторных параметров $x_{\text{ном}}, y_{\text{ном}},...,\gamma_{\text{ном}}$ 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:

$\frac{\partial L_k}{\partial x}(t_i) = \lim\limits_{\Delta x \to 0}\frac{\Delta L_k}{\Delta x},...,\frac{\partial L_k}{\partial \gamma}(t_i) = \lim\limits_{\Delta\gamma \to 0}\frac{\Delta L_k}{\Delta \gamma}$, либо интегрированием системы, сопряженной с исходной линеаризованной системой. Номинальные значения фазовых координат $x_{ном},...\gamma_{ном}$, соответствующие некоторой заданной траектории и найденные частные производные могут быть заложены на борту СА в виде некоторых таблиц в функции от аргумента от используемого в системе управления аргумента. 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 гиростабилизированой платформе. Члены $\Delta x, \Delta y, \Delta V_x, \Delta V_y$ в соответствии с (10.62) 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 (10.62):

$$\Delta L_k = \frac{\partial L_x}{\partial V_\lambda}(t_i)\Delta V_\lambda + \frac{\partial L_k}{\partial S_\mu}(t_i)\Delta S_\mu \qquad (10.64)$$

Формула (10.64) выражает промах в конечной дальности полета, вызываемый погрешностями в момент времени t_i, причем

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

где $\Delta V_\lambda -$ проекция вектора $(\Delta V_x, \Delta V_y)$ направление λ, определяемое вектором $\mathrm{grad}_V L$, $\Delta S_\mu -$ проекция вектора $(\Delta x, \Delta y)$ на направление μ, определяющееся вектором $\mathrm{grad}_\mu L$.

Задача управления состоит в приведении функционала (10.64) к нулю путем введения 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

$$\Delta V_x = \int_0^t \Delta \dot{V}_\lambda dt = 0; \ \Delta S_\mu = \int_0^t \int_0^\tau \Delta \dot{V}_\mu d\tau dt = 0 \qquad (10.65)$$

Таким образом, нужно иметь два интегрирующих акселерометра, установленных по направлению баллистических инвариаторов (λ,μ). Эти два направления можно реализовать на СА с использованием гиростабилизированой платформы. Методические ошибки таких СУС, вызванные в частности, использованием вместо рассогласований пути и скорости рассогласования интегралов от перегрузок примерно подобны ошибкам при использовании датчиков жестко связанных с корпусом СА. Целесообразность их применения объясняется в первую очередь незначительными погрешностями за счет неточной балансировки СА в полете. Однако, применение подобных СУС требует обеспечения достаточно точной установки чувствительных элементов и малых уходов гироплатформы в процессе снижения.

В заключении отметим, что простые СУС 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 СУС, основанная на отслеживании номинальной траектории, может быть сделана достаточно гибкой, если номинальная траектория выбирается не заранее, а определяется с помощью БЦВМ, незадолго до входа в атмосферу. При этом удается более точно учесть истинные параметры исходной траектории и взаимное расположение этой траектории и заданного места посадки. Кроме того, с помощью БЦВМ можно подобрать оптимальные передаточные коэффициенты, в законе управления применительно к выбранной номинальной траектории.

10.1.9 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 достижения заданной дальности при обязательном выполнении ограничений по перегрузкам

$$\eta_{\max} \le \eta_{\max\,доп}$$

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 «min» рассеивания точек посадки при выполнении поставленных ограничений по перегрузкам и аэродинамическому нагреву. Требование вести полет по одной траектории должно привести к чрезмерной перегрузки на СУС.

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 скоростей СА. Затем задаются различные значения угла крена γ или угла атаки α и с помощью бортового вычислительного устройства проводятся расчеты траектории до места посадки. В результате проведения этих расчетов удается с какой-то степенью точности определить те значения угла крена γ или угла атаки α («попадающий угол»), при котором расчетное место посадки совпадает с заданным. С учетом этого на последующем участке полета выставляются некоторые значения угла крена или атаки и продолжается процесс измерений, который позволяет снова определить координаты и составляющие скорости СА, и так далее.

Очевидно, что вычисления устройства, использующие в системе управления, должны обладать достаточным 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 управления. 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 и блок собственного управления, определяющий требуемое изменение аэродинамических сил зависимости от результатов прогноза.

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

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

Во-вторых, для расчета траекторий могут быть использованы аналитические решения, 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 траектории может осуществляться путем проведения расчетов по приближенным управлениям 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 соображение. 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, обусловлена 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

$$\Delta L_k = \frac{\sigma_L}{2} \tag{10.66}$$

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 состояния СА используется следующее дифференциальное управление:

$$\frac{d^2\bar{r}}{dt^2} = \bar{a} + \bar{g}(\bar{r}) \tag{10.67}$$

где

$\bar{r}$ − радиус-вектор в инерциальной СК;

$\bar{a}$ − вектор аэродинамических ускорений (измеренных);

$\bar{g}$ − вектор гравитационных ускорений (вычисляемых).

Навигационные ошибки появляются вследствие неточного знания начальных условий, недостаточного измерения и интегрирования ускорений и т.п. Требование к точности интегрирования уравнений (10.67) оказывается весьма жесткими, 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 около центра масс к основной системе уравнений добавляется уравнение

$$J\frac{d^2\gamma}{dt^2} = M_{\text{упр}} f(\sigma) \pm M_{\text{сопр}} \tag{10.68}$$

где

J – момент инерции СА относительно оси симметрии;

$M_{\text{упр}}$ – момент управления по крену;

$M_{\text{сопр}}$ – момент аэродинамического сопротивления (тушащий момент).

$$f(\sigma) = \begin{Bmatrix} 1 & \text{при} & \sigma \ge \sigma^* \\ 0 & \text{при} & -\sigma^* < \sigma < \sigma^* \\ 1 & \text{при} & \sigma \le -\sigma^* \end{Bmatrix}$$

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 реализующей метод попадающих траекторий.

Рассмотрим алгоритм управления [12]. Перед началом спуска задаются координаты требуемой точки посадки. В номинальном случае требуемая продольная дальность, отсчитываемая в плоскости большого круга поверхности Земли, обеспечивается расчетным временем включения 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 значений номинальной плотности атмосферы. Тем самым исключаются из вычисления ошибки акселерометров. На этом участке с учетом ошибок подачи тормозного импульса вычисляется новое расчетное значение угла крена $\bar{\gamma}_0$, обеспечивающее достижения 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 $n_\text{ф}$ по показанием бортовых часов сравнивается действительное время 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 разреженных слоях атмосферы.

После проведения коррекции устанавливается значение угла крена:

$$\gamma_1 = \bar{\gamma}_0 + \Delta\gamma_0;\ \ \Delta\gamma_0 = a_0(\Delta t - \Delta t_\text{атм}) \tag{10.69}$$

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

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

где $t_{n_\text{ф}}, \tilde{t}_{n_\text{ф}}$ – время полета в момент достижения перегрузки $n_\text{ф}$ соответственно на действительной траектории он показаниям бортовых часов и на расчетной с углом крена $\bar{\gamma}_0$; $\Delta t_{\text{атм}}$ – рассогласование времени на текущей и расчетной траекториях, вызванное отклонениями аэродинамических коэффициентов и плотности атмосферы от расчетных значений.

$\sigma_{x\,\text{ном}} = \left(\dfrac{C_x S_{\text{м}}}{G} \right)_{\text{ном}}$ – номинальный баллистический параметр;

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

a_1, a_2 – коэффициенты, определяемые на борту;

$\dfrac{\partial L}{\partial t}, \dfrac{\partial L}{\partial \gamma}$ – 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.

$$L_{\text{расч}} = L_{\text{к ном}} + C(L_1 - L_{\text{к ном}}), \tag{10.70}$$

где $L_{\text{к ном}}$ – 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 разряженных слоях атмосферы некоторое время Δt (до высоты 65км) 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 дальнейшего движения путем численного интегрирования уравнений движения.

При помощи формул (10.71) 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.

$$K = \frac{n_y}{n_x};\ \sigma_x \xi = \frac{2n_x}{\rho_{\text{ном}} V^2};\ n_x = \frac{n_1 V_1 + n_2 V_2 + n_3 V_3}{V}; \qquad (10.71)$$

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

Здесь $n_j, V_j\ (j = 1,2,3)$ – проекции векторов соответствующей перегрузки (суммарной) и скорости на оси инерциальной СК.

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

Необходимо отметить следующие особенности рассматриваемого метода :

1) Все вычисления проводиться 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 находиться для момента t_{i+1}.

2) К моменту окончания участка управляемого полета шаг коррекции Δt следует уменьшить, что бы 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 осуществляться со значением угла крена, знак которого противоположен действительному значению. Здесь используется практическая 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 переворот СА «с боку на бок» (угол крена γ меняет знак). Можно ограничиться двумя такими переворотами на траектории. Изложенный выше принцип парирования бокового отклонения иллюстрируются рис10.8.

При расчете боковых отклонений к системе (10.34) нужно добавить уравнения, определяющие отклонения от плоскости продольного движения: $\frac{d\varphi'}{dt} = \frac{V\cos\theta\sin\psi_V}{R_3 + h}$:

$$\begin{cases} \frac{dz}{dt} = -V\cos\theta\sin\psi; \\ \frac{d\psi_V}{dt} = \frac{1}{2}\frac{Kb\rho V}{\cos\theta}\sin\gamma + \frac{V\cos\theta\sin\psi_V tg\varphi'}{R_3 + h}, \end{cases} \tag{10.72}$$

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 3−5км в продольном и боковом направлении.

10.1.10 Участок мягкой посадки

Тормозных свойств СА недостаточно для полного гашения энергии и необходимо введение системы мягкой посадки, которая работает на третьем участке, заключительном участке спуска (участок МП рис.10.2). Следует иметь ввиду, 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 только небольшое значение вертикальной составляющей скорости (2−4 м/с) при пилотируемой посадке. При самолетной посадке к вертикальной составляющей скорости предъявляться 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 специальной полосе.

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

$$mg = C_x \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{м}} \tag{10.73}$$

и скорость снижения составляет

$$V_{\text{пар}} = \left(\frac{V_{\text{пар}}}{\rho \sigma_x} \right)^{\frac{1}{2}}, \tag{10.74}$$

где $\sigma_x = \dfrac{b}{g} = \dfrac{C_x S_{\text{м}}}{G}$.

Для современных баллистических СА скорость парашютирования в близи Земли достигает 50-150м/с. В то же время скорость аппарата не должна превышать 12-15м/с при посадке на воду и 6-9 м/с на твердый грунт рис.10.9.

Снижать скорость парашютирования для СА для баллистического или полу баллистического типа можно при помощи парашютных систем различного типа, парапланеров и специальных двигательных систем перед приземлением. 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=200м/с. По датчикам от барореле начинает работать парашютная система: сначала выбрасываются небольшой вытяжной парашют, который извлекает тормозной парашют также сравнительно небольшого размера (площадь 24м^2). СА на тормозном парашюте снижается ~17 сек., а его скорость уменьшается до 80м/с. Затем срабатывает основной парашют с площадью купола ~1000 м^2, на котором СА снижается

~15мин; у Земли СА имеет скорость ~6-9м/с. Отметим, что многокаскадная система парашютов необходима для постепенного гашения скорости аппарата с целью избежания недопустимых динамических ударов. На высоте ~1м по команде от высотомера включается двигатели мягкой посадки, которые гасят скорость до 2-4 м/с. Для повышения надежности помимо основного на борту СА находиться еще запасной парашют. Он имеет площадь купола ~600 м^2 Запасная система вступает в действие на высоте 4-5км, если не сработает основная система.

Рассмотрим некоторые характеристики основных посадочных систем КА. Современные парашютные системы [2] могут применяться со скоростей порядка V=3M для начальной стабилизации и торможения аппарата. Основная посадочная парашютная система используется на конечном этапе на дозвуковых скоростях. Характеристики парашютных систем представлены на рис.10.10 и рис.10.11.

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

$$n_{x_2} = \frac{(C_x S)_{\text{пар}} + (C_x S_{\text{м}})_1}{(C_x S_{\text{м}})_1}, \tag{10.75}$$

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

$$V_{\text{пар.кон}} = \left[\frac{2G}{(C_x S)_{\text{пар}}} \frac{1}{\rho_0} \right]^{\frac{1}{2}}, \tag{10.76}$$

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 $V_{\text{пар.кон}}$ значения $(C_x S)_{\text{пар}}$ превышает $(C_x S_{\text{м}})_1$ 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

$$n_{x\,осн} = \frac{(C_x S)_{всп.пар} + (C_x S_м)_1 + (C_x S)_{осн.пар}}{(C_x S)_{всп.пар} + (S_м C_x)_1} \qquad (10.77)$$

Двигательная система обеспечивает перед приземлением снижения скорости спуска до

$$V_{посад} = V_{пар.кон} - gJ_{дв}\frac{G_{топл.пос}}{G_{пос}} \qquad (10.78)$$

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

Здесь $G_{топл.пос} = \int\limits_0^{t_{дв}} \dot{G}_т dt -$ вес топлива; $t_{дв} -$ время движения работы двигателя; $G_{пос}$ –посадочный вес СА; $u_{эфф}$ – эффективная скорость истечения продуктов сгорания топлива двигателей.

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

Разрабатываются управляемые парашютные системы или парапланеры [3], обеспечивающие создание на этапе спуска нормальной к потоку составляющей аэродинамической силы $Y_{пар}$. Для этих систем : $K_{пар} = \frac{Y_{пар}}{X_{пар}} = 2{,}5 \div 3$.

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 $V_{пл} \approx \mathrm{const}$)

$$-tg\theta_{пл} = \frac{\dfrac{P}{G}\sin\varphi_{дв} + \dfrac{\rho V^2}{2}\dfrac{1}{G}\left[\left(C_y S_м\right)_1 + \left(C_y S\right)_{пар}\right]}{\dfrac{P}{G}\cos\varphi_{дв} + \dfrac{\rho V^2}{2}\dfrac{1}{G}\left[\left(C_x S_м\right)_1 + \left(C_x S\right)_{пар}\right]}, \qquad (10.79)$$

а при

$$\frac{P}{G}\cos\varphi_{\text{дв}} \geq 1 - \frac{\rho V^2}{2}\frac{1}{G}\left[\left(C_y S_{\text{м}}\right)_1 + \left(C_y S\right)_{\text{пар}}\right] \tag{10.80}$$

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

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

$$tg\theta_{\text{пл}} = -\frac{1}{K} \tag{10.81}$$

Инерционное планирование − это пологое снижение аппарата с потерей скорости и малым углом θ. Равновесное планирование – это снижение с V=const, θ=const, K=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 $V_y = V_{\text{пл}} \sin\theta_{\text{пл}}$ до $V_y = 0$.

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

$$n_{y\,\text{выр.аэр}} = C_{y\max}\frac{\rho_0 V_{\text{выр}}^2}{2}\frac{S}{G} \tag{10.82}$$

$$\Delta h_{\text{выр.аэр}} = \frac{V^2}{2g}\frac{1}{n_{y\,\text{выр.аэр}}}\frac{\theta_{\text{пл}}^2}{2}, \tag{10.83}$$

так и с использованием двигательных установок

$$n_{y\,\text{выр.дв}} = n_{y\,\text{выраэр}} + \frac{P}{G}\sin\varphi_{\text{дв}} \quad \text{и} \tag{10.84}$$

$$\Delta h_{\text{выр.дв}} = \frac{V^2}{2g}\frac{1}{n_{y\,\text{выр.дв}}}\frac{\theta_{\text{пл}}^2}{2}\,. \tag{10.85}$$

Посадочная скорость аппарата с высокими несущими свойствами в этом случае

$$V_{\text{пос}}^2 = \frac{2G}{C_{y\max\text{пос}}}\frac{1}{\rho_0}\left(1-\frac{P}{G}\sin\varphi_{\text{дв}}\right). \tag{10.86}$$

10.2 Спуск космического аппарата с межпланетной орбиты

При входе в атмосферу Земли аппарата, возвращающегося от Луны или из межпланетного пространства скорости близки ко второй космической. Из-за увеличения скорости входа значение 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 тягу для уменьшения скорости от сверхкруговой до круговой. Однако этот способ требует очень больших весовых затрат – особенно при применении двигателей большой тяги и, следовательно, практически неприемлем. Поэтому рассматривается только аэродинамический способ торможения аппаратов.

В зависимости от дальности полета по поверхности Земли от точки входа на границу условной атмосферы до точки посадки ($L_{\text{сп}}$) 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.10.12).

Протяженные траектории, особенно для СА с малым располагаемым аэродинамическим качеством ($K < 0.3 - 0.5$) реализуются при спуске с однократным или многократным прохождением атмосферы Земли. Траектория при двукратном погружении в атмосферу Земли показана на рис.10.13. Эта траектория была реализована при возвращении КА с Луны. При возвращении с Луны одной из принципиальных задач является организация точной посадки СА в заданном районе СНГ. 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 такого, что перицентр северных траекторий располагается практически на южной границе СНГ и посадка на территории СНГ возможна лишь с большими перегрузками ($n_{\max} >> 10$).

При реализации «южных траекторий» их перицентр располагается в диапазоне широт ±23° и чтобы достигнуть СНГ, протяженность движения СА в атмосфере должна превышать ~5000км (в некоторых случаях 11000 – 12000км).

Использование рикошетирующих траекторий позволило решить эту задачу. Аппарат после кратковременного погружения в плотные слои атмосферы (участок 1-2) рис.10.13, 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 рикошетирование позволяет реализовать практически любые разумные дальности полета от входа в атмосферу до точки посадки, не достигаемые никаким другим способом – ни коррекцией подлетной траектории, ни выбора метода управления и «затягиванием» планирования СА в атмосфере. По рикошетирующим траекториям осуществляли посадку КА «Зонд», спускаемые аппараты которых имели сегментно-коническую форму с K~0.3. При этом максимальные перегрузки не превышали 5-6 ед., а реализуемый коридор входа составлял ±12−±15 км. С точки зрения навигации КА наиболее принципиальным является участок первого погружения в плотные слои атмосферы (уч. 1-2): за несколько минут скорость СА должна быть снижена с ~11 км/с до 7,8÷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 (уч.3−4) достаточно малы (в пределах нескольких сотен км.), а ошибка по $V_{\text{вых}}$ всего в 10 м/с приводит к промаху в 350 км (предполагается, что на участке 3−4 управление по дальности не производится). Примерно такой же промах имеет место и при ошибке в угле $\theta_{\text{вых}}$ на величину 10'. Внеатмосферный участок (уч.2−3) полностью определяется условиями вылета из участка первого погружения ($V_{\text{вых}}, \theta_{\text{вых}}$), поэтому подбирая нужную комбинацию этих параметров можно обеспечить требуемую дальность на участке 2−3. С качественной точки зрения для уменьшения конечного промаха желательно, чтобы угол $\theta_{\text{вых}}$ был бы максимальным. Но значение угла $\theta_{\text{вых}}$ определяется стратегией управления на участке первого погружения и величиной запаса качества на управление. Для увеличения $\theta_{\text{вых}}$ СА должен, в общем случае, опуститься в более плотные слои атмосферы, где при торможении возникнут большие перегрузки. При наличии запаса управления можно изменить траекторию спуска и обеспечить допустимый перегрузочный режим, но при этом СА не вылетит из плотных слоев атмосферы и в дальнейшем, погасив скорость, совершит посадку в нерасчетной точке.

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

10.2.1 Коридоры входа

Наиболее важной характеристикой, которая определяется при анализе траекторий входа в атмосферу со сверхзвуковой скоростью является ширина коридора входа в атмосферу – понятие, введенное Чепменом [18]. 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.10.14).

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 $b = \frac{C_x S_{\text{м}}}{m}$) [2]. В связи с этим [18] наиболее удобным параметром характеризующим условия входа в атмосферу со сверхзвуковой скоростью является введенный Чепменом параметр фиктивного перигея:

$$y_p = \frac{C_x S_{\text{м}} \rho_p}{2m} \sqrt{\frac{r_p}{\beta}} \tag{10.87}$$

Здесь $r_p = R_З + h_p$, $\rho_p -$ плотность воздуха на высоте h_p условного перигея, $\beta -$ 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:

$$\frac{h_a - h_p}{R_З + h_a} \approx \frac{\tilde{V}_{\text{вх}}^2 \theta_{\text{вх}}^2}{2\left(\tilde{V}_{\text{вх}}^2 - 1\right)} \tag{10.88}$$

где $\widetilde{V}_{\text{вх}} = \frac{V_{\text{вх}}}{V_{\text{вх}}} = \frac{V_{\text{вх}}}{\sqrt{g_0 R_3}}$. Формулы (10.88) легко получаются с использованием основных соотношений кеплеровской теории (интеграла энергии и интеграла площадей):

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

причем

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

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:

$\frac{1}{2} c_y \rho_{p_2} S V_{\text{вх}}^2 = \frac{m V_{\text{вх}}^2}{R_3 + h_{p_2}} - mg,\ V\big|_{h=\min} \approx V_{\text{вх}}$): (рис.10.14)

$$\Delta h_p = h_{p_2} - h_{p_1} \tag{10.89}$$

В работе [12] рассматриваются следующие характерные типы коридоров входа:

Подлетный (навигационный) коридор входа, определяемый точностью работы систем навигации и коррекции аппарата на подлетном участке траектории и 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.10.15 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 $V_{вх}$. Следовательно, при большой скорости входа нужно найти методы управления, обеспечивающие приемлемую величину коридора входа.

Расчет ширины коридора входа производится численным интегрированием системы (10.34) при указанных выше предпосылках.

В работе [2] приводятся приближенные аналитические зависимости для ширины коридора входа полученные с использованием системы (10.34) при условии постоянства коэффициента лобового сопротивления в процессе спуска и изотермичности атмосферы. Для не слишком малых значений качества СА справедлива следующая формула:

$$\Delta h_p = h_{p_2} - h_{p_1} = \frac{1}{\beta}\ln\frac{\rho_{p_1}}{\rho_{p_2}} \approx \frac{1}{\beta}\ln\frac{y_{p_1}}{y_{p_2}} \approx \frac{1}{\beta}\left[\mu + \ln\mu + 1 + \sqrt{2\pi}\,\frac{(1+\mu)\nu}{\sqrt{1+\frac{\pi}{4}\mu}}\right], \qquad (10.90)$$

где $\mu = \dfrac{n_{\Sigma\max}}{\left(\tilde{V}_{вх}^{2} - 1\right)\sqrt{1+\dfrac{1}{K^2}}}$; $\nu = \dfrac{n_{\Sigma\max}}{\tilde{V}_{вх}\sqrt{\tilde{V}_{вх}^{1} - 1}\sqrt{R_3\beta}\sqrt{1+K^2}}$.

При увеличении K до 2 и выше $\nu \to 0,\ \mu \to \dfrac{n_{\Sigma\max}}{\tilde{V}_{вх}^{2} - 1}$, тогда

$$\Delta h_p \approx \frac{1}{\beta}\left\{\frac{n_{\max}}{\tilde{V}_{вх}^{2} - 1} + \ln\frac{n_{\max}}{\tilde{V}_{вх}^{2} - 1} + 1\right\} \qquad (10.91)$$

При увеличении $V_{вх}$ параметр μ уменьшается и коридор входа постепенно сужается, а при достижении значения μ, близкого к единице, практически исчезает, изменяясь от $2/\beta \approx 14\text{км}$ при скорости входа $\tilde{V}_{вх} < \sqrt{1+n_{\max}}$, до нуля при $\tilde{V}_{вх} > \sqrt{1+n_{\max}}$, 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 (10.90) с результатами численного интегрирования приведено в таблице 10.1.

Δh_p[км] Таблица 10.1

$n_{\max}$	$\widetilde{V}_{\text{вх}} = 1{,}2$		$\widetilde{V}_{\text{вх}} = 1{,}6$		$\widetilde{V}_{\text{вх}} = 2{,}0$		$K = \dfrac{C_y}{C_x}$
	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	
10	84,3	77.6	26,6	25,8	12,3	14	0,25
20	190	156	53,5	49,3	27,8	27,4	
5	84	85	29,7	30,5	16,5	17,4	
10	163	163,1	54,5	54,6	31	31,9	1,0
20	337,5	324,4	102,3	100,2	56,8	57,2	
5	100	104,5	34,9	37,8	19,4	22	
10	185,6	192,6	62	65,5	35,6	36,7	4,0
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 любой другой планете. Пусть в некоторый момент времени t_0 фазовые координаты СА есть V_0, r_0, θ_0. Тогда в соответствии с (10.88):

$$r_p = r_0 - \frac{\widetilde{V}_0^2 r_0 \theta_0^2}{2\left(\widetilde{V}_0^2 - 1\right)}, \tag{10.91}$$

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 $\Delta r_0, \Delta\widetilde{V}_0, \Delta\theta_0$, то приращение Δr_p можно определить из соотношения

$$\Delta r_p = \frac{\partial r_p}{\partial r_0}\Delta r_0 + \frac{\partial r_p}{\partial \widetilde{V}_0}\Delta\widetilde{V}_0 + \frac{\partial r_p}{\partial \theta_0}\Delta\theta_0 \tag{10.92}$$

или, после подстановки значений частных производных, вычисляемых из (10.91),

$$\Delta r_p = \left[1 - \frac{\widetilde{V}_0^2 \theta_0^2}{2\left(\widetilde{V}_0^2 - 1\right)}\right]\Delta r_0 + \frac{\widetilde{V}_0^2 \theta_0^2 r_0}{\left(\widetilde{V}_0^2 - 1\right)^2}\Delta\widetilde{V}_0 - \frac{\widetilde{V}_0^2 r_0 \theta_0}{\widetilde{V}_0^2 - 1}\Delta\theta_0 \,. \tag{10.93}$$

В случае входа в атмосферу планеты с начальной параболической скоростью в [10] приведено более простое выражение, связывающее ширину коридора входа с погрешностями фазовых координат СА в некоторый момент времени t_0

$$\frac{\Delta h_p}{r_0} = 2\frac{\Delta \widetilde{V}_0}{\widetilde{V}_0} - 2\sqrt{\frac{r_0}{r_p}\left[1 - \left(\frac{r_p}{r_0}\right)\right]}\Delta\theta_0 + \frac{\Delta r_0}{r_0}. \qquad (10.94)$$

На рис.10.16 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 посредине входного коридора. Требования предъявляемые к точности выдерживания величины скорости, оказываются менее жесткими, чем требования к точности выдерживания угла θ_0. Так при $\Delta r_0 = 0; \Delta\theta_0 = 0; \widetilde{V}_0 = 1.4, n_{\max} = 10$ имеем для Земли $\pm\frac{\Delta \widetilde{V}_0}{\widetilde{V}_0} = -0.003$, а для Марса $\pm\frac{\Delta \widetilde{V}_0}{\widetilde{V}_0} = -0.03$.

После обеспечения условий захвата КА атмосферой решающее значение приобретают вопросы тепловой защиты. Тепловые потоки достигают максимальных значений при большей скорости, чем перегрузки, причем они уменьшаются с ростом баллистического параметра $b = \frac{C_x S_м}{m}$ и радиуса носовой части СА. Максимальные значения теплового потока зависят от угла входа в более слабой степени, чем максимальные перегрузки [18], [19]. 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.

10.2.2 Перспективы осуществления входа в атмосферу с очень 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 позволяют реализовать траектории спуска на Земле 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 [10] 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 (табл.10.2). Значение $\Delta h_p = 20$ км может считаться достаточной для скорости входа 11 км/с и более, так как она уверенно обеспечивается средствами прогнозирования с учетом возмущений на внеатмосферном участке траектории возвращения.

Δh_p[км] Таблица 10.2

$n_{\max}$	$V_{вх}$ 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 $V_{вх} = 11$км/с, в которой обеспечивается управляемый полет на дальность L до 9000 км.

$K = \dfrac{C_y}{C_x}, \Delta h_p = 20$км Таблица 10.3

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

Условие обеспечения коридора входа $\Delta h_p = 20$км требует значений аэродинамического качества в зависимости от скорости входа согласно табл. 10.3. Приведенные в табл.10.2 и табл.10.3 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 $V_{вх} > 13$ км/с необходимы СА, обладающие большим аэродинамическим качеством, чем аппараты типа «Союз» и «Аполлон». Из данных табл.10.3 следует также, что при скорости входа более 17 км/с даже аппараты, обладающие аэродинамическим качеством $K = 1 \div 1.5$ при управлении только углом крена не смогут обеспечить спуск с $n_{\max} \le 6$ в коридоре входа $\Delta h_p \cong 20\text{км}$. В то же время в зависимости от вида траектории возвращения на Землю из полета к Марсу, 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 баллистического и полу баллистического типа оказываются непригодными для применения их при космических полетах 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 (10.90) можно сделать вывод, что увеличение $K = \dfrac{C_y}{C_x}$ позволяет расширить коридор входа лишь до определенного предела. Этот вывод лишь частично правилен, поскольку формула (10.90) 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 (рис.10.17). 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 имеет следующий вид. 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.10.17). 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 $\gamma = 180°$. В этих условиях приближенная формула для оценки ширины коридора входа приобретет следующий вид [2]:

$$\Delta h_p \approx \frac{1}{\beta}\left[1 + \ln\left(\frac{n_{\max} C_{y\max}}{\left(\tilde{V}_{\text{вх}}^2 - 1\right) C_{x\min}}\right) + \frac{n_{\max}}{\tilde{V}_{\text{вх}}^2 - 1}\int_0^{C_{y\max}} \frac{dC_y}{\sqrt{C_y^2 + C_x^2}}\right] \tag{10.95}$$

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 (10.95) несколько видоизменяется:

$$\Delta h_p \approx \frac{1}{\beta}\left[1 + \ln\left(\frac{n_{\max} C_{y\max}}{\left(\tilde{V}_{\text{вх}}^2 - 1\right)\sqrt{C_x^2(\alpha_*) + C_y^2(\alpha_*)}}\right) + \frac{n_{\max}}{\tilde{V}_{\text{вх}}^2 - 1}\left(\frac{C_y(\alpha_*)}{\sqrt{C_x^2(\alpha_*) + C_y^2(\alpha_*)}} + \int_{C_y(\alpha_*)}^{C_{y\max}} \frac{dC_y}{\sqrt{C_y^2 + C_x^2}}\right)\right] \tag{10.96}$$

Формулы эти 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 (10.90) следует опустить последний член.

Используя формулу (10.95) и (10.96), можно получить представление о том, в какой степени регулирование угла атаки позволяет расширить коридор входа в атмосферу (рис.10.18): 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 (10.95) дает приближенную оценку ширины коридора входа, заниженную в среднем на 20%. Для получения более точного значения ширины коридора необходимо интегрировать численно уравнения движения (10.14) при выбранном алгоритме управления углом атаки. Описанный способ регулирования угла α при полете 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, причем управление углом атаки и $\alpha - \gamma$ управление наиболее целесообразны при использовании соответствующей ветви поляры аппарата (рис. 10.17). На основании формулы (10.95) 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 затупления.

Возможности управления углом атаки для нескольких типов СА иллюстрируются табл. 10.4, в которой приведены величины коридоров входа при $\alpha - \gamma$ управлении для $n_{\max} = 6$. Из сравнения данных табл.10.2 – 10.4 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».

Δh_p[км] Таблица 10.4

Форма СА	Аэродинамическое качество	$V_{вх}$, км/с		
		13	15	17
«Фара» (типа «Союз»)	0,3	26	0	0
«Фара» (типа «Аполлон»)	0,4	33	16	0
«Диск»	05	43	28	19
«Полуконус»	1,0	55	38	24

Крылатые аппараты с аэродинамическим качеством $K \approx 2-3$ 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 $\tilde{V}_{вх}$, превышающих вторую космическую, следует считать использование бескрылых аппаратов, имеющих поляру, аналогичную поляре аппарата 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 преемственностью 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 [10]. В качестве примера возьмем СА в виде «полуконуса» с плоской верхней частью (масса аппарата $m = 8800$ кг, характерная площадь $S_м = 23{,}3\,м^2$). Максимальное аэродинамическое качество $K_{max} = 1.5$ реализуется при $\alpha = 0$. Максимальный коэффициент подъемной силы $C_{y\max} = 0.5$ - при $\alpha = 30°$.

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 балансировочный угол атаки $\alpha_{бал}$ может лежать в диапазоне от максимального значения $\alpha(C_{y\max})=30°$ до минимального значения $\alpha_{\min}=7°$. Для обеспечения запаса на управление значения C_y были уменьшены на 10% при неизменных значениях C_x. Поставленная задача решается с использованием формул (10.90) и (10.96). Имеем

$$\frac{\Delta h_p(\alpha-\text{var})}{\Delta h_p(\alpha-\text{const})}=\frac{\dfrac{1}{\beta}\left[1+\ln\left(\dfrac{n_{\max}C_y(\alpha_0)}{\left(\tilde{V}_{вх}^2-1\right)C_R(\alpha_*)}\right)+\dfrac{n_{\max}}{\tilde{V}_{вх}^2-1}\left(\dfrac{C_y}{C_R}(\alpha_*)+\displaystyle\int\limits_{C_y(\alpha_*)}^{C_y(\alpha_0)}\dfrac{dC_y}{C_R}\right)\right]}{\dfrac{1}{\beta}\left[1+\dfrac{n_{\max}}{\tilde{V}_{вх}^2-1}\cdot\dfrac{K}{\sqrt{1+K^2}}+\ln\left(\dfrac{n_{\max}}{\tilde{V}_{вх}^2-1}\cdot\dfrac{K}{\sqrt{1+K^2}}\right)+\text{малая величина}\right]} \tag{10.97}$$

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 $\gamma=180°$.

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 (10.97) показали [10], что при регулировании угла атаки от 30 до 7 градусов 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 важной характеристикой космического комплекса 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 (10.14)).

При расчетах в качестве нижней границы принималась такая минимальная высота условного перигея $h_{p1} = h_{pH}$, при которой на траектории входа с углом крена $\gamma = 0$ величина суммарной перегрузки $n \equiv n_{\Sigma}$ не превосходит допустимого значения $n_{д} = 6$. На траекторию, соответствующую верхней границе коридора входа $h_{p2} = h_{pв}$ с $\gamma = 180°$ накладывалось требование: в момент достижения осевой перегрузкой n_x значения, обеспечиваемого 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 [11], при входе СА в атмосферу с различными значениями углов атаки $\alpha = const$ (при $K = \text{const}$) наименьшая высота h_{pH} может быть получена при $\alpha_0 = \alpha_{\min} = 7°$, а наибольшая высота $h_{pв}$ – при $\alpha_0 = \alpha_{Cy\max} = 30°$, при этом максимальный коридор составит при $V_{вх}$=13км/с Δh_p =45,4км, при $V_{вх}$=16км/с Δh_p =28,1км и при $V_{вх}$=18км/с Δh_p =21,7км.

Если на верхней границе в известной мере 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 $\alpha_0 = \alpha_{Cy\max} = 30°$ и поддерживается постоянным до момента достижения полной перегрузкой n допускаемого значения $n_{доп}$ ($n = n_{доп}$), после чего угол атаки уменьшается до $\alpha_{\min}$ для поддержания перегрузки на допустимом уровне $n = n_{доп} = \text{const}$.

Такой алгоритм входа позволяет сместить нижнюю границу коридора входа по сравнению с её положением при $\alpha = 7° = \text{const}$ на 11 км ($V_{вх}$=13км/с), на 6 км ($V_{вх}$=16км/с) и на 4,2 км ($V_{вх}$=18км/с). Результаты расчета на ЭВМ приведены на графиках рис.10.19.

10.2.3 Принципы синтеза СУС на гиперболических траекториях возвращения

Задача управляемого аэродинамического торможения при возвращении КА из межпланетного пространства решается с помощью методов управления, основанных на прогнозировании точки посадки, с помощью интегрирования на борту уравнений движения, так и при использовании приближенных аналитических зависимостей, которые получатся 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 их них.

Система управления спуском, основанная на прогнозировании точки посадки с помощью интегрирования на борту системы дифференциальных уравнений

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 уравнений движения с помощью БЦВМ являются данные о перегрузках, поступающих с 3-ех взаимно перпендикулярных акселерометров, установленных на гиростабилизированной платформе. При этом оси чувствительности акселерометров совпадают с осями некоторой выбранной инерциальной СК. Начальные данные для уравнений движения получают или автономно на борту с помощью астронавигационных измерений, проведенных заранее на подлетном участке траектории, или засылают 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 $\pm(1-2\text{м/с})$ [6].

Номинальная траектория выбрана в классе траекторий с двумя погружениями (рис.10.13). Продольным и боковым движением управляют поворотом СА по углу крена СА.

Рассмотрим типичную номинальную траекторию спуска с двумя погружениями в плотные слои атмосферы (рис.10.20).

На начальном участке от точки 1 до точки 2 (рис.10.20) «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 мало эффективен для цели гашения скорости. Скорость движения СА на этом участке уменьшается всего на 0,6−3 км/с (меньшие значения характерны для больших скоростей входа). 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; $n=\text{const}$). Участок 2−3 является основным для торможения. В точке 3, по достижении СА скорости $V=9-10\text{км/с}$ начинается прогнозирование дальности. Таким образом, если на участке 2-3 СУС решает задачу удержания СА в атмосфере, обеспечивая выполнения условия $n=n_{\max}\le n_{\text{доп}}$, 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 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.10.21.

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 простой вариант коррекции зависимости $\gamma_{\text{пр}}(t)$ определяется следующим выражением: [10, 14]

$$\gamma(t) = \gamma_{\text{пр}}(t + \varepsilon) \cdot [1 + \delta] \tag{10.98}$$

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

Логика функционирования системы управления на участках первого и второго погружения имеет следующий вид.

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 получается приближенные значения частных производных дальности и бокового отклонения по моделирующем параметрам δ и ε.

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

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

$$\begin{cases} \dfrac{\partial L}{\partial \delta}\Delta\delta_y + \dfrac{\partial L}{\partial \varepsilon}\Delta\varepsilon_y + L_0 - L_{\text{ном}} = 0 \\ \dfrac{\partial Z}{\partial \delta}\Delta\delta_y + \dfrac{\partial Z}{\partial \varepsilon}\Delta\varepsilon_y + Z_0 - Z_{\text{ном}} = 0 \end{cases} \to \Delta\delta_y, \Delta\varepsilon_y \qquad (10.99)$$

По найденным значениям $\Delta\delta_y$ и $\Delta\varepsilon_y$ уточняется программа по углу крена $\gamma_{\text{пр}}(t)$. Системой угловой стабилизации отрабатываются новые программные значения углов 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 $\dfrac{\partial L}{\partial \delta}, \dfrac{\partial L}{\partial \varepsilon}, \dfrac{\partial Z}{\partial \delta}, \dfrac{\partial Z}{\partial \varepsilon}$ могут быть получены и заранее на Земле. В этом случае уменьшаются повышенные требования к объему памяти БЦВМ. Если на траектории спуска наложены ограничения на фазовые координаты и в процессе спуска эти координаты достигают своих предельных значений, то процесс прогноза точки посадки останавливается и происходит спуск по границе.

Расчеты динамики и точности спуска, проведенные с учетом функционирования СУС, реализующей описанные принципы, показали, что без ущерба для качества управления можно пойти на некоторое упрощения алгоритма наведения. Например, удовлетворительные результаты были получены при использовании алгоритма наведения в боковом направлении релейного вида (рис.10.22). Если боковое отклонение в возмущенном движении не выходило по модулю за пределы определенной величины ΔZ_0, то смещение момента переворота отсутствовало ($\Delta\varepsilon_y = 0$), а управляющий сигнал в продольной плоскости находится из уравнения

$$\frac{\partial L}{\partial \delta}\Delta\delta_y + L_0 - L_{\text{ном}} = 0 \qquad (10.100)$$

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 $t_{\text{п}}$ (рис.10.21) обычно располагают в середине участка погружения). В этом случае управляющий сигнал по дальности находился с учетом вынужденного отклонения дальности из первого уравнения системы (10.99), в котором $\Delta\varepsilon_y$ заранее известно. Достаточно эффективным оказался другой вариант алгоритма наведения, когда момент $t_{\text{п}}$ определяется моментом достижения кажущейся скоростью W заданного значения «C».

$$W = \int_0^{t_{\text{п}}} \sqrt{\dot W_x^2 + \dot W_y^2 + \dot W_z^2}\,dt = C\,, \qquad (10.101)$$

где $\dot W_x, \dot W_y, \dot W_z$ измеряются акселерометрами, установленными на гиростабилизированной платформе. Результаты исследования [14] показали, что рассматриваемый алгоритм при соответствующем выборе его параметров, обеспечивает высокую методическую точность даже при больших дальностях траектории спуска (до 10000 км) 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 – 30 км. 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 10 сек.

Метод наведения, использующий прогнозирование точки посадки по приближенным алгебраическим соотношениям, является комбинацией методов использующих номинальную траекторию (10.1.8) и методов, основанных на прогнозировании с помощью интегрирования уравнений движения (10.1.9), 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 по решениям 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 метода, реализующий управление на участке первого погружения, подробно описан в работе [14]. Не останавливаясь на его рассмотрении, отметим, что спрогнозированная по приведенным в работе [14] формулам полная дальность отличается от дальности, полученной при реальном движении не более чем на 100 км. Окончательная оценка точности спуска производилась для различных дальностей траектории спуска при действии полного комплекса возмущений. Расчеты показали, что СУС, основанная на прогнозировании точки посадки с помощью приближенных алгебраических соотношений и управления относительно формируемой во время полета программной траектории от момента $\dot{r}=0$ до момента вылета из атмосферы, обеспечивает приведение СА в точку второго погружения в атмосферу с погрешностями, которые лежит в пределах возможности их компенсации на участке второго погружения.

10.2.4. Управление движением СА на конечном участке спуска

Имеющиеся в настоящее время автономные СУС не обеспечивают требуемой точности посадки порядка сотен метров, и 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 разд.10.2.3 метод управления также не обеспечивает требуемую точность посадки, так как прогнозирование траектории спуска на конечном участке будет довольно неточным из-за существенной переменности 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. Подобно 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 с большими скоростями в атмосфере.

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 с всенаправленным излучением.

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