

ОБЕСПЕЧЕНИЕ УПРАВЛЯЕМОСТИ НА УЧАСТКЕ РАЗДЕЛЕНИЯ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПРИ ПОНИЖЕННОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ УПРАВЛЯЮЩИХ ОРГАНОВ ВТОРОЙ СТУПЕНИ

© В. А. Андронов, А. В. Новиков

22

Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля

Формулюється задача створення необхідних умов на ділянці відділення ступенів ракети. Приймаючи до уваги одержану інформацію про перешкоди під час польоту ракети-носія, пропонується дві причини виникнення перешкод: дія вітру та промислових перешкод. Показано, що задача вирішується як на ділянці відділення ступенів ракети, так і в q_{\max} -області.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время наряду с проектированием новых ракет-носителей предпринимаются попытки построения РН на основе отработанных, испытанных временем конструктивных решений, а также находящихся на хранении готовых узлов и агрегатов. Мы рассматриваем конструкцию РН, на второй ступени которой применены двигательные установки снятой с эксплуатации ракеты боевого назначения.

Требования к эффективности управляющих органов второй ступени создаваемого изделия существенно выше, чем у донорского. Это обуславливает пониженную управляемость второй ступени создаваемого носителя. Анализ условий, необходимых для ее обеспечения, показал, что:

- управляемость РН наименьшая на участке разделения ступеней;
- обеспечить управляемость можно, если уменьшить возмущения, действующие на этом участке, уровень которых формируется процессами управления в конце полета первой ступени.

Для уменьшения возмущений на участке разделения предложено ориентировать корпус РН непосредственно перед разделением таким образом, чтобы минимизировать угол атаки.

Ниже рассмотрены вопросы построения алгоритмов управления первой ступенью носителя, реализующих минимизацию угла атаки на участках полета в районе q_{\max} и перед разделением ступеней.

Используются в основном общепринятые условные обозначения [3]: β — угол скольжения, q — скоростной напор, МД и РД — маршевый и руле-

вой двигатели, ССК и ПСК — связанная и программно-связанная системы координат, ЦМ — центр масс.

1. ОБЛАСТЬ ДОПУСТИМЫХ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ДВИЖЕНИЯ II СТУПЕНИ

В результате моделирования возмущенного движения II ступени получена область допустимых значений начальных параметров движения β и $\dot{\beta}$ (или $q\beta$ и $\dot{q}\dot{\beta}$), в которой управляемость ее последующего движения обеспечивается (рис. 1). В качестве возмущающих факторов учтены: ветер (каноническое разложение), технологические погрешности изготовления РН и ее ДУ, разбросы аэродинамических и конструктивных характеристик в соответствии со своими законами распределения. Как видно из приведенной области, задача обеспечения управляемости РН после разделения ступеней заключается

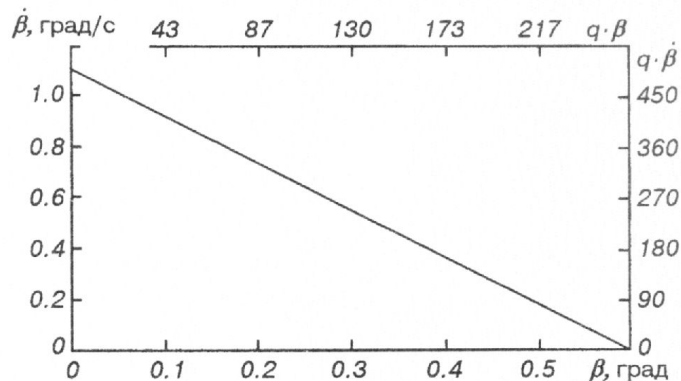


Рис. 1. Область допустимых значений начальных параметров движения

в создании в конце полета I ступени таких условий движения, при которых угол атаки не превышает 0.6° . Это требование будет определяющим при разработке алгоритмов стабилизации I ступени.

2. УРАВНЕНИЯ ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ I СТУПЕНИ

Уравнения движения, определяющие возмущенное движение РН относительно ПСК, имеют вид

$$\ddot{\psi} = \frac{C_V(\beta, M) q S [X_{\text{II}}(\beta, M) - X_T]}{J} - \frac{P_p(X_T - X_p)}{2I} \sin \delta + \bar{m}_T,$$

$$\ddot{Z}_1 = -\frac{C_Y(\beta, M)qS}{m} - \frac{P_P}{2m} \sin \delta + \bar{f}_T,$$

$$\ddot{X}_1 = \frac{P_M + P_P(1 + \cos\delta)/2 - C_X(\beta, M)qS}{m},$$

$$\ddot{Z} = \ddot{Z}_1 \cos \psi - \ddot{X}_1 \sin \psi, \quad \beta = \psi + (\dot{Z} - W)/V,$$

$$\dot{\delta} = (\delta_K - \delta)/\tau, \quad |\delta| \leq \delta_{\max}, \quad |\dot{\delta}| \leq \dot{\delta}_{\max}. \quad (1)$$

Здесь f_T , \bar{m}_T — возмущения, вызванные погрешностями изготовления РН:

$$\begin{aligned} \bar{m}_T = & \frac{1}{J} [-\eta_M(X_T - X_M)P_M - \eta_P(X_T - X_P)P_P - \\ & - (Z_T - Z_M)P_M - (Z_T - Z_P)P_P - R_P\Delta P_P - R_M\Delta P_M + \\ & + Z_TC_X(\beta, M)qS], \\ \bar{f}_T = & \frac{1}{m} (-\eta_MP_M - \eta_PP_P); \end{aligned} \quad (2)$$

\ddot{X}_1, \ddot{Z}_1 — координаты вектора ускорения ЦМ в ССК; \dot{Z}, \ddot{Z} — поперечные скорость и ускорение ЦМ в ПСК, δ — угол отклонения камер РД в канале рыскания; P_M, P_P — тяги маршевого и рулевого двигателей; $\Delta P_M, \Delta P_P$ — разнотяговость камер МД и РД в плоскости рыскания; Z_T, Z_M, Z_P — поперечное смещение ЦМ, точек приложения тяг МД и РД относительно продольной оси корпуса РН; η_M, η_P — перекосы векторов тяг МД и РД; R_M, R_P — расстояние от камер сгорания МД и РД до продольной оси РН; τ — постоянная времени привода. Остальные обозначения общепринятые, или понятны из рис. 2.

3. ЗАКОНЫ УПРАВЛЕНИЯ

В дальнейшем при моделировании будут использоваться законы управления как стандартной структуры:

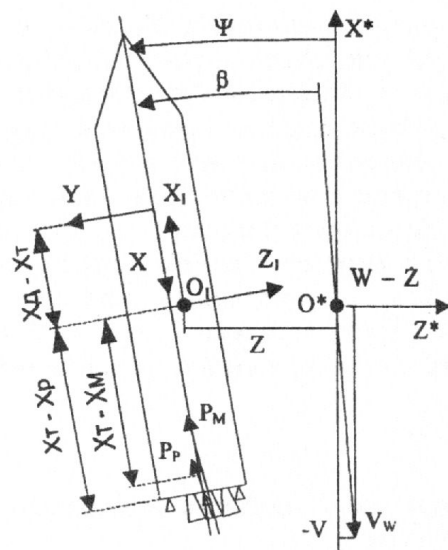


Рис. 2. Схема приложения сил и моментов

$$\delta_K = K_{\psi} \psi_{cy} + K_{\dot{\psi}} \dot{\psi}_{cy} - K_Z Z_{cy} - K_{\dot{Z}} \dot{Z}_{cy}, \quad (3)$$

так и использующие информацию о полетном угле атаки:

$$\delta_K = K_\psi \psi_{Cy} + K_{\dot{\psi}} \dot{\psi}_{Cy} - K_Z Z_{Cy} - K_{\dot{Z}} \dot{Z}_{Cy} + K_\beta \beta^{\text{OH}}, \quad (4)$$

где $\psi_{\text{СУ}}$, $\dot{\psi}_{\text{СУ}}$, $z_{\text{СУ}}$, $\dot{z}_{\text{СУ}}$ — параметры движения, рассчитанные системой управления (СУ) по сигналам от навигационных приборов; $\beta^{\text{оц}}$ — оцененное в полете значение угла атаки изделия.

Такт ΔT_{AC} работы АС первой ступени выбран равным 0.03 с.

В качестве комплекса командных приборов на РН планируется использовать БИНС на основе трех идентичных каналов, состоящих из лазерного гироскопа и маятникового акселерометра. Направления осей чувствительности приборов совпадают с направлениями ССК. Для нашей модели плоского движения твердой РН можно записать

$$U_Y^{\text{ЛГ}} = \int \dot{\psi} dt,$$

$$V_X^{\text{MA}} = \int [\ddot{X}_1 + \ddot{\psi}(Z_{\text{KKII}} - Z_T) - \dot{\psi}^2(X_{\text{KKII}} - X_T)] dt,$$

$$V_Z^{\text{MA}} = \int [\ddot{Z}_1 - \ddot{\psi}(X_{\text{KKП}} - X_T) - \dot{\psi}^2(Z_{\text{KKП}} - Z_T)] dt,$$

где $U_Y^{ЛГ}$ — сигнал на выходе лазерного гироскопа, направление оси чувствительности которого совпадает с направлением оси O_1Y_1 ССК; $V_X^{МА}$, $V_Z^{МА}$ — сигналы на выходах маятниковых акселерометров, направление ОЧ которых совпадает с направлениями осей O_1X_1 и O_1Z_1 ; $X_{ККП}$, $Z_{ККП}$ — координаты некоторой базовой точки приборного отсека. В дальнейшем принято $Z_{ККП} = 0$.

Для получения параметров Z , \dot{Z} , \ddot{Z} , $\dot{\psi}$, $\ddot{\psi}$, необходимых для управления изделием, сигналы, поступающие от приборов, дифференцируются. Цифровые дифференциаторы являются источниками различных динамических искажений, поэтому необходимо ограничить частотный диапазон обрабатываемых сигналов таким образом, чтобы, с одной стороны, демпфировать ошибки дифференциаторов, а с другой — не ухудшить качество процесса управления. В соответствии с теоремой Котельникова спектр входного сигнала ограничивается частотой

$$f_c = \frac{1}{2\Delta T_{AC}}.$$

Практически такая операция осуществляется с помощью фильтра

$$W_f(p) = \frac{1}{1 + \tau_f p},$$

где $\tau_f = \Delta T_{AC}/\pi$ — постоянная времени фильтра.

Операции численного дифференцирования и интегрирования определены соотношениями (соответственно обозначены D , D^2 , I):

$$\langle \dot{Q} \rangle_{-1,0} = \frac{Q_0 - Q_{-1}}{\Delta T_{AC}}, \quad \langle \ddot{Q} \rangle_{-1,0} = \frac{Q_0 - 2Q_{-1} + Q_{-2}}{\Delta T_{AC}^2},$$

$$I(Q_0)_0 = I(Q_0)_{-1} + \frac{Q_0 + Q_{-1}}{2} \Delta T_{AC}.$$

В конечном итоге имеем

$$\psi_{cy} = W_f U_Y^{II}, \quad \dot{\psi}_{cy} = D W_f U_Y^{II}, \quad \ddot{\psi}_{cy} = D^2 W_f U_Y^{II},$$

$$\ddot{X}_{1cy} = D W_f V_X^{MA} + \dot{\psi}_{cy} (X_{KKП} - X_T)$$

$$\ddot{Z}_{1cy} = D W_f V_Z^{MA} + \dot{\psi}_{cy} (X_{KKП} - X_T)$$

$$\ddot{Z}_{cy} = \ddot{Z}_{1cy} \cos \psi_{cy} - \ddot{X}_{1cy} \sin \psi_{cy},$$

$$\dot{Z}_{cy} = I \cdot \ddot{Z}_{cy}, \quad Z_{cy} = I \cdot \dot{Z}_{cy},$$

где X_T — номинальная функция времени.

4. ВОЗМУЩЕНИЯ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА РН

При задании возмущений используются известные статистические характеристики распределения отдельных составляющих. Ветер (основной возмущающий фактор) задан при помощи канонического разложения:

$$W(h) = W_m(h) + \sum_{i=1}^{12} S_i W_i(h), \quad (5)$$

где $W_m(h)$ — широтная составляющая скорости ветра, $W_i(h)$ — координатные функции разложения скорости ветра; S_i — случайные постоянные числа,

распределенные по нормальному закону; $\sigma(S_i) = 1$.

Поперечное смещение ЦМ РН — изменяющаяся во времени величина:

$$Z_T(t) = Z_K \frac{G_K}{G(t)}, \quad (6)$$

$$\sigma(Z_K) = (1/3) Z_{Kmax},$$

где Z_{Kmax} — максимальная оценка Z_K в конце полета I ступени; G_K , $G(t)$ — текущий и конечный вес I ступени.

Другие источники возмущений Z_M , Z_P , η_M , η_P , ΔP_P , ΔP_M определены как случайные постоянные числа с нормальным законом распределения и в соответствии с их максимальными оценками. Характеристики РН также заданы с учетом возможных разбросов реальных характеристик относительно расчетных. Кроме того, при проверках работоспособности и отладке алгоритмов управления задаются отдельные возмущения в детерминированном виде, например, ветер — по огибающей максимальных значений с учетом градиента на некоторой высоте, смещение ЦМ — заданное конкретное смещение Z_K и т. д.

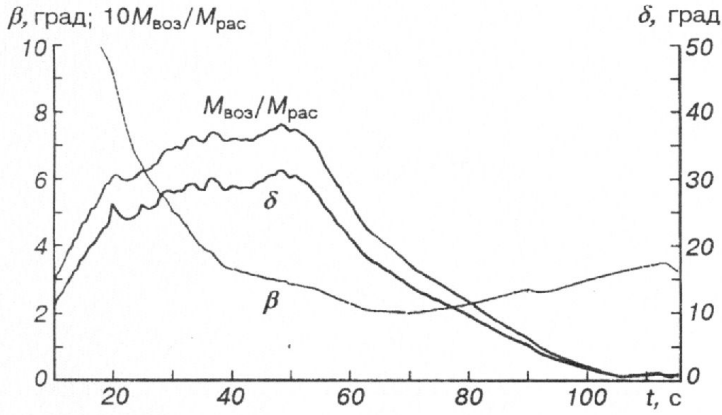
Начальные условия, сложившиеся на момент запуска АС первой ступени, не оказывают существенного влияния на процессы, происходящие при разделении ступеней, и поэтому выбраны достаточно произвольно, по аналогии с имеющимися на ранее разрабатываемых носителях близкого класса.

5. ПРОЦЕССЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ПРИ СТАНДАРТНОМ ЗАКОНЕ УПРАВЛЕНИЯ

Возможность использования АС со стандартным законом управления (3) анализировалась при моделировании возмущенного движения РН с номинальными характеристиками и действии возмущений, заданных:

- ветер — по огибающей максимальных значений с учетом действия градиентов;
- возмущения от технологических погрешностей изготовления — геометрическим суммированием отдельных составляющих.

Результаты моделирования приведены на рис. 3, где представлены характеристики, по которым оценивают управляемость РН и полетные нагрузки: огибающие максимальных значений β , δ и относительного возмущающего момента $M_{воз}/M_{рас}$. Угол скольжения перед разделением ступеней также значительно превышает требуемое ($\approx 0.6^\circ$) значение, а запас по управляемости (20 %) в районе q_{max} также недостаточен (при учете отклонений

Рис. 3. Огибающие максимальных значений β , δ и относительного возмущающего момента $M_{\text{воз}}$

аэродинамических и конструктивных характеристик РН от номинальных запасов вообще отсутствуют).

6. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ СТАБИЛИЗАЦИИ С МИНИМИЗАЦИЕЙ ПОЛЕТНОГО УГЛА АТАКИ

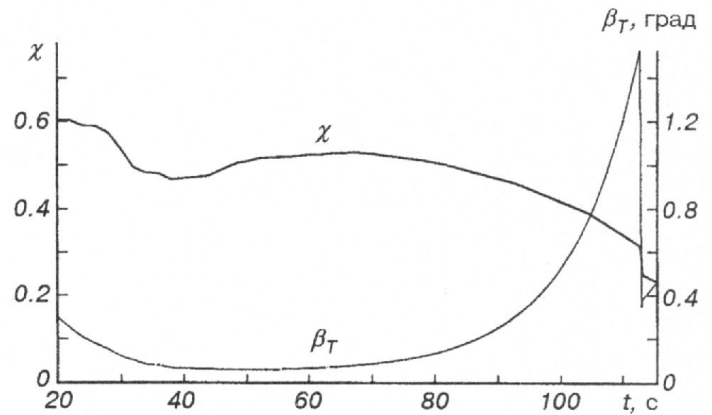
Итак, при использовании АС традиционной структуры (3) ограничения на угол β не обеспечиваются, а запас управляемости недостаточен. Более перспективно для РН с ограниченной эффективностью исполнительных органов использование в законе управления информации о текущем угле атаки (скольжения). Для его алгоритмического определения на борту РН могут быть использованы различные вычислительные схемы. Наиболее просто это сделать, если использовать линеаризованные уравнения возмущенного движения, коэффициенты которых соответствуют заданной номинальной траектории. В этом случае для угла скольжения может быть получено следующее соотношение:

$$\beta = \frac{\chi}{a_{\psi\psi}} \ddot{\psi} + \frac{1-\chi}{a_{z_1\psi}} \ddot{z}_1 + \left(-\frac{\chi a_{\psi\delta}}{a_{\psi\psi}} - \frac{(1-\chi)a_{z_1\delta}}{a_{z_1\psi}} \delta \right) + \beta_T, \quad (7)$$

где $a_{\psi\psi}$, $a_{z_1\psi}$, $a_{\psi\delta}$, $a_{z_1\delta}$ — коэффициенты динамической схемы;

$$\beta_T = \frac{\chi}{a_{\psi\psi}} (-\bar{m}_{\eta_M} - \bar{m}_{\eta_P} - \bar{m}_{z_T} - \bar{m}_{z_M} - \bar{m}_{z_P} - \bar{m}_{\Delta P_P} - \bar{m}_{\Delta P_M}) + \frac{1-\chi}{a_{z_1\psi}} (-\bar{f}_{\eta_M} - \bar{f}_{\eta_P}),$$

\bar{m}_{η_M} , \bar{m}_{η_P} , \bar{m}_{z_T} , \bar{m}_{z_M} , \bar{m}_{z_P} , $\bar{m}_{\Delta P_P}$, $\bar{m}_{\Delta P_M}$, \bar{f}_{η_M} , \bar{f}_{η_P} — составляющие возмущений от технологических погрешностей изготовления РН; χ — некоторый коэф-

Рис. 4. Зависимости $\chi(t)$ и $\beta_T(t)$

фициент, лежащий в диапазоне 0—1 и подбираемый из условия минимизации влияния технологических возмущений на величину вычисляемого угла атаки. Его оптимальное значение $\chi_{\text{опт}}(t)$ определяется из уравнения

$$\frac{\partial \beta_T}{\partial \chi}.$$

Зависимость $\chi_{\text{опт}}(t)$ приведена на рис. 4. На этом же рисунке приведена ожидаемая ошибка определения β по (7) при $\beta_T = 0$.

В соответствии с (7) запишем выражение для определения полетного угла атаки

$$\beta^{\text{рас}} = B_{\psi}'' \ddot{\psi}_{\text{су}} + B_{z_1}'' \ddot{z}_{1\text{су}} + B_{\delta} \delta_{\text{су}}, \quad (8)$$

а после фильтрации (для сглаживания результатов многочисленного дифференцирования) —

$$\beta^{\text{оц}} = \frac{1}{1 + \tau_{\beta} p} \beta^{\text{рас}}, \quad (9)$$

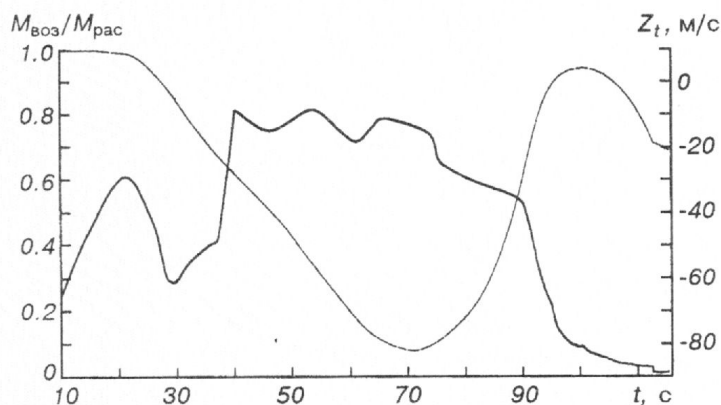
где $\tau_{\beta} = 0.2$ с подобрана опытным путем.

С целью исследования возможностей алгоритма управления (4) при использовании значения $\beta^{\text{оц}}$, вычисленного в соответствии с (9), было проведено моделирование возмущенного движения. При этом исследованы два варианта задания возмущений:

А. Ветер по огибающей максимальных значений с учетом действия градиентов. Возмущения от технологических погрешностей — геометрическое суммирование составляющих. Конструктивные характеристики РН номинальные.

Б. Режим Монте-Карло (ветер в соответствии с каноническим разложением, возмущения от технологических погрешностей и динамические характеристики — в соответствии с их законами распределения).

Коэффициенты АС в законе управления (4) выбраны такими, чтобы в районе q_{max} и в конце

Рис. 5. Огибающая максимальных значений относительного возмущающего момента $M_{\text{воз}}$ и Z в одной из реализаций

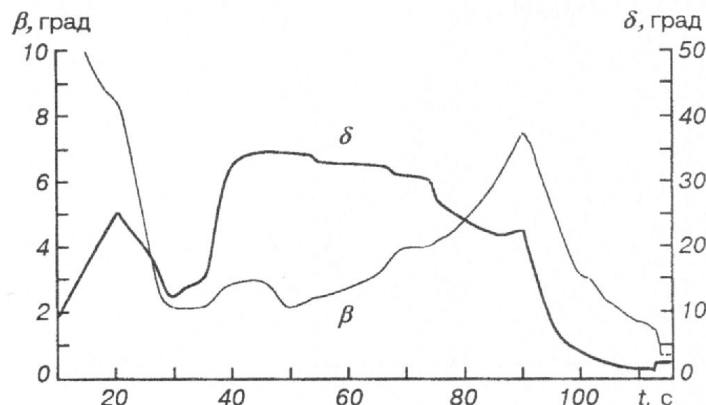
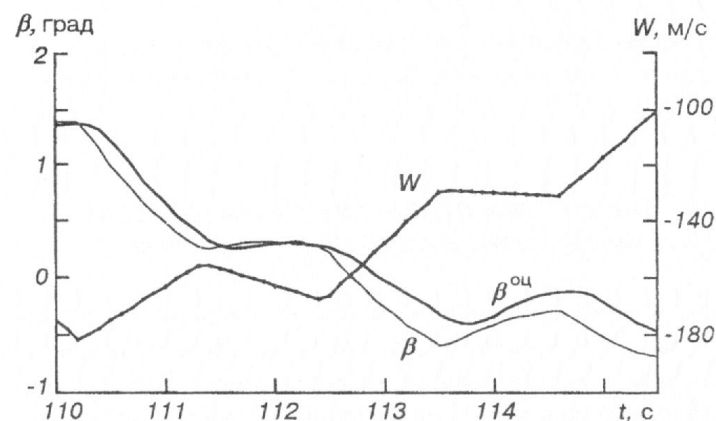
полета I ступени в максимальной степени использовалась информация об угле атаки, а на остальных участках обеспечивалась устойчивость и приемлемость качества переходных процессов по всем фазовым координатам (не только по углу скольжения, но и по ψ и Z).

Следует отметить, что для обоих вариантов задания возмущений результаты моделирования практически эквивалентны. Некоторые из них приведены на рис. 5—7.

На рис. 5 показаны огибающая относительного возмущающего момента. Запас по управляемости в районе q_{max} составляет 15 %, что можно считать достаточным (поскольку учтены все возмущающие факторы с требуемым уровнем вероятности 2.7σ).

На рис. 7 приведены графики изменения во времени углов β , $\beta^{\text{оц}}$ и W в одной из наихудших реализаций в конце полета I ступени. Видно, что на величину угла скольжения в конце полета влияет как погрешность определения $\beta^{\text{оц}}$, так и ошибка стабилизации по $\beta^{\text{оц}}$. Уменьшить величину β за счет дальнейшего увеличения коэффициента АС K_β не представляется возможным, так как при этом нарушаются условия устойчивости. Угол скольжения в конце полета первой ступени достигает 0.7° , что неприемлемо с точки зрения обеспечения управляемости второй ступени. Таким образом, рассмотренный достаточно простой способ вычисления угла атаки (скольжения) не обеспечивает требуемое ограничение β на момент разделения ступеней.

Ниже рассмотрена более сложная вычислительная процедура определения текущего угла атаки, основанная на идее идентификации в полете фактических характеристик РН (точнее, действующих технологических возмущений).

Рис. 6. Огибающие максимальных значений β , δ Рис. 7. Значения β , $\beta^{\text{оц}}$ и W в одной из наихудших реализаций

Анализ изменения в полете различных составляющих технологических возмущений показывает, что наиболее значимыми из них являются перекося вектора тяги МД и поперечное смещение ЦМ РН. Учитывая только η_M и Z_T , из (1) получим

$$r_\psi \ddot{\psi} + r_{Z_1} \ddot{Z}_1 + r_\delta \delta + \eta_M + r_{Z_K} Z_K = 0,$$

где r_ψ , r_{Z_1} , r_δ , r_{Z_K} — коэффициенты, зависящие от времени, которые могут быть рассчитаны по параметрам номинальной траектории.

Пусть СУ изделия фиксирует на каждом интервале работы АС значение параметров

$$R\psi_i = r_\psi \ddot{\psi}_{\text{су}i}, \quad RZ_i = r_{Z_i} \ddot{Z}_i, \quad R\delta_i = r_{\delta_i} \delta_i.$$

Тогда, имея $N \geq 2$ последовательных измерений, можно записать уравнение статической регрессии для параметров η_M и Z_K , которые являются (в рамках модели) случайными постоянными величинами:

$$\Phi(\eta_M, Z_K) = \sum_i (R\psi_i + RZ_i + R\delta_i + \eta_M + r_{Z_K} Z_K)^2 = \min, \quad (10)$$

которому соответствует решение

$$\frac{\partial \Phi(\eta_M, Z_K)}{\partial \eta_M} = 0, \quad \frac{\partial \Phi(\eta_M, Z_K)}{\partial Z_K} = 0. \quad (11)$$

Системе уравнений (11) в нашем случае соответствует решение

$$\begin{pmatrix} \eta_M \\ Z_K \end{pmatrix} = -\frac{1}{\det M} \begin{pmatrix} \sum_i r_{Z_{Ki}}^2 & -\sum_i r_{Z_{Ki}} \\ -\sum_i r_{Z_{Ki}} & N \end{pmatrix} \times \\ \times \begin{pmatrix} \sum_i (R\psi_i + R_{Z_i} + R_{\delta_i}) \\ \sum_i (R\psi_i + R_{Z_i} + R_{\delta_i}) r_{Z_{Ki}} \end{pmatrix},$$

где

$$\det M = \sum_i r_{Z_{Ki}}^2 - \left(\sum_i r_{Z_{Ki}} \right)^2.$$

Условие наличия устойчивых решений для η_M и Z_K есть отличие от 0 величины $\det M$. Убедимся, что это имеет место. Разложим функцию $r_{Z_K}(t_i)$ на интервале измерений в ряд Тейлора и учтем только первые два слагаемых:

$$r_{Z_K}(t_i) = \varepsilon + i\gamma,$$

где

$$\begin{aligned} \varepsilon &= r_{Z_K}(t_0), \quad \gamma = \dot{r}_{Z_K}(t_0) \Delta T_{AC}, \\ i &= -N + 1, -N + 2, \dots, 1, 0. \end{aligned}$$

Значение $\det M$ после подстановки имеет вид

$$\det M = \sum_i (\varepsilon + i\gamma)^2 - \left(\sum_i (\varepsilon + i\gamma) \right)^2,$$

или, после раскрытия сумм:

$$\det M = \gamma^2 \left[N \sum_i i^2 - \left(\sum_i i \right)^2 \right],$$

т. е. определитель пропорционален квадрату производной по времени коэффициента r_{Z_K} .

Зависимость $\dot{r}_{Z_K}^2(t)$ (отнесена к наибольшему в течение полета значению), рассчитанная для номинальных параметров, показана на рис. 8. Для $t > 70$ с она становится монотонной, и именно этот промежуток времени будет использоваться в дальнейших исследованиях.

Моделирование возмущенного движения показало недостаточную помехоустойчивость идентификатора (10) и его высокую чувствительность к изменению характеристик РН. С целью повышения точности и помехоустойчивости уравнение регрессии модифицировано следующим образом.

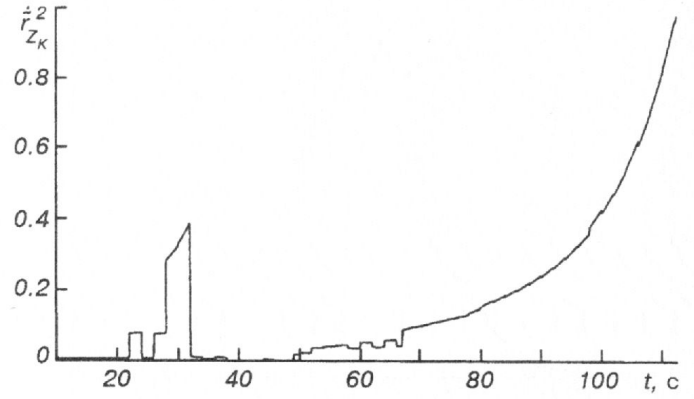


Рис. 8. Зависимость $\dot{r}_{Z_K}^2(t)$

I этап (повышение помехоустойчивости)

$$\begin{aligned} \Phi(\eta_M, Z_K) &= \sum_i (R\psi_i + R_{Z_i} + R_{\delta_i} + \eta_M + r_{Z_{Ki}} Z_K)^2 + \\ &+ \mu_{\eta_M} (\eta_M - \eta_{M_{\text{ПР}}})^2 + \mu_{Z_K} (Z_K - Z_{K_{\text{ПР}}})^2 = \min, \end{aligned} \quad (12)$$

где η_M , Z_K , $\eta_{M_{\text{ПР}}}$, $Z_{K_{\text{ПР}}}$ — решения уравнения регрессии на текущем и предыдущем шагах идентификации; μ_{η_M} , μ_{Z_K} — весовые коэффициенты.

II этап (динамическая подстройка коэффициентов)

$$\begin{aligned} \Phi(\eta_M, Z_K) &= \\ &= \sum_i [(1+A)(1-B)R\psi_i + (1-A)(1+B)R_{Z_i} + \\ &+ (1-A)(1-B)R_{\delta_i} + \eta_M + r_{Z_K} Z_K]^2 + \mu_{\eta_M} (\eta_M - \eta_{M_{\text{ПР}}})^2 + \\ &+ \mu_{Z_K} (Z_K - Z_{K_{\text{ПР}}})^2 + \mu_A (A - A_{\text{ПР}})^2 + \mu_B (B - B_{\text{ПР}})^2 = \\ &= \min, \end{aligned} \quad (13)$$

где A и B — также идентифицируемые параметры.

Как и в предыдущем варианте идентификатора, результирующие сигналы фильтруются с постоянной времени 5–10 с.

Проведено моделирование процессов установления выходных сигналов идентификатора, подобраны весовые коэффициенты уравнения регрессии и постоянные времени фильтров. Работа идентификатора проверена как с номинальными характеристиками изделия, так и при задании возмущений в режиме Монте-Карло.

На рис. 9 приведены зависимости частот появления ошибки вычисления величин η_M , Z_K (отнесены к максимальным оценкам $\eta_{M_{\text{max}}}$ и $Z_{K_{\text{max}}}$) от величины ошибки, построенные по результатам 1000 опытов. Видно, что неопределенность оценок η_M и Z_K в результате идентификации уменьшена более чем в три раза.

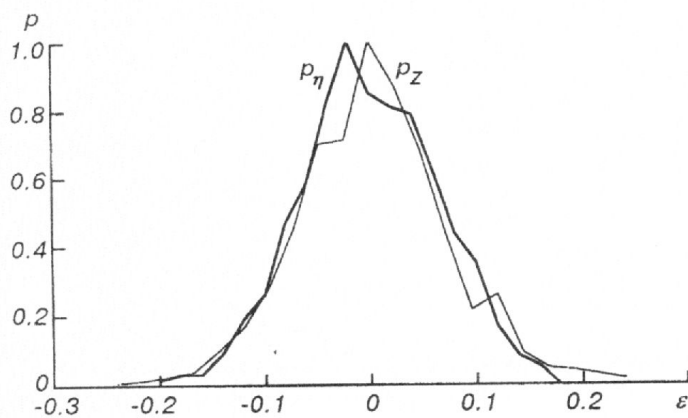


Рис. 9. Относительные частоты появления ошибки определения η_M, Z_K

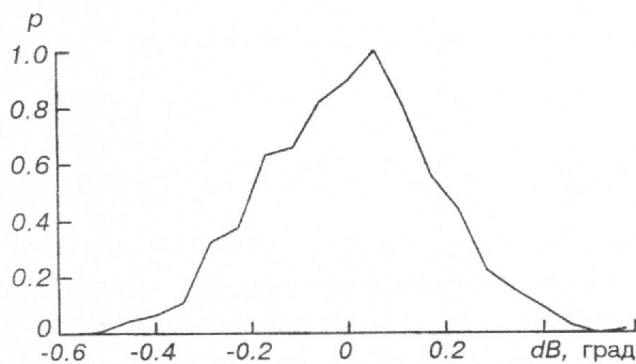


Рис. 10. Относительная частота регистрации значений конечного угла скольжения

С учетом информации об η_M и Z_K была скорректирована зависимость $\chi(t)$, а в статическое соотношение для определения угла скольжения (8) введены добавочные члены:

$$\beta^{\text{pac}} = B_{\psi}'' \ddot{\psi}_{\text{cy}} + B_{Z_1}'' \ddot{Z}_{1\text{cy}} + B_{\delta} \delta_{\text{cy}} + B_{\eta_M} \eta_M + B_{Z_K} Z_K. \quad (14)$$

Для уменьшения статической ошибки стабилизации в структуру АС на участке перед разделением введено астатическое слагаемое:

$$\delta_K = K_{\beta} \beta^{\text{pac}} + K_{I\beta} \int \beta dt + K_{\psi} \dot{\psi}_{\text{cy}}. \quad (15)$$

Работа скорректированного алгоритма с определением угла скольжения по (14) проверена при задании возмущений в режиме Монте-Карло (1000 реализаций).

На рис. 10 приведена относительная частота регистрации конечного угла скольжения в зависимости от этого угла. Максимальное его значение составило 0.55° .

На рис. 11 показана область конечных значений параметров $\beta, \dot{\beta}$, аналогичная показанной на рис. 1. Видно, что условия, необходимые для безаварийно-

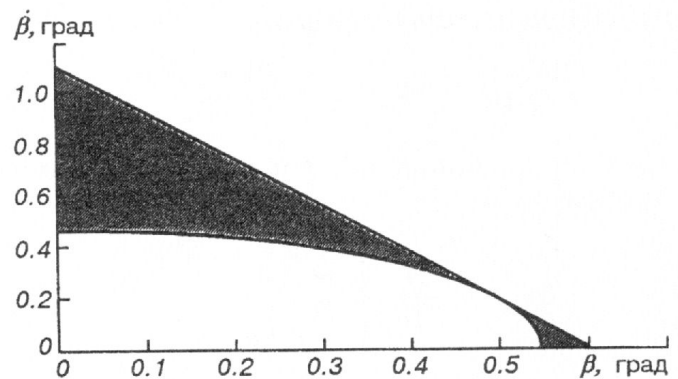


Рис. 11. Область конечных значений параметров движения

го разделения ступеней, выполняются в полной мере.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предлагаемые в работе методики идентификации в полете первой ступени угла скольжения и технологических погрешностей изготовления РН позволяют с достаточной точностью оценить основные возмущающие факторы, действующие в полете первой ступени. В результате применения предлагаемых алгоритмов оказалось возможным обеспечить управляемость первой ступени в районе q_{max} , а также выполнить требования, необходимые для обеспечения управляемости второй ступени на участке после разделения.

1. Аренс В. Д. и др. Динамика систем управления ракет с бортовыми цифровыми вычислительными машинами. — М.: Машиностроение, 1972.
2. Волков Е. А. Численные методы. — М.: Наука, 1982.
3. Герасюта Н. Ф., Новиков А. В., Белецкая Н. Г. Динамика полета. — Днепропетровск, 1998.
4. Лебедев А. А., Герасюта Н. Ф. Баллистика ракет. — М.: Машиностроение, 1970.
5. Юревич Е. И. Теория автоматического управления. — Л.: Энергия, 1969.

CONTROLLABILITY ENSURING DURING STAGES SEPARATION OF LAUNCH VEHICLE LOW CONTROLLER EFFECTIVENESS OF SECOND STAGE

V. A. Andronov, A. V. Novikov

The problem of creation of necessary motion conditions for a phase of stages separation is formulated. Taking into account a received information about disturbances during launch vehicle (LV) flight, there are proposed two procedures of identification: wind action and main manufacturing disturbances. It is shown that problem of the LV controllability ensuring is solved as at the stages separation phase, either in q_{max} region.