

УДК 629.764

Я. Е. Айзенберг, Ю. М. Златкин, А. Н. Калногуз,  
В. А. Батаев, А. И. Кузьмин

Відкрите акціонерне товариство ХАРТРОН, Харків

## Управление по углам атаки и скольжения первых ступеней РН

*Надійшла до редакції 20.11.01*

Розглядається задача забезпечення усталеності руху ракети-носія (РН) і необхідної точності керування. Забезпечується регулювання за кутами атаки і ковзання для зменшення аеродинамічних навантажень на корпус РН і для зменшення діапазону кутів повороту керуючих органів, потрібного для керованості першого ступеня. Оцінюються кути атаки і ковзання за інформацією від встановлених на гіростабілізаторі гіроінтеграторів (або встановлених на корпусі РН акселерометрів). Здійснюється передстартове моделювання руху РН з урахуванням результатів зондування вітру для зменшення можливості невірного скасування пуску, якому передувала дорога підготовка.

В ОАО ХАРТРОН более 20 лет проводятся работы по системам стабилизации РН с управлением по углам атаки и скольжения. Ранее результаты этой работы не публиковались. В научно-технической литературе этот вопрос практически не освещен.

В настоящей статье приведены результаты решения задачи управления по углам атаки и скольжения на примере первой ступени РН «Циклон». Авторы надеются, что статья будет полезной читателям-специалистам по системам стабилизации РН.

### СОКРАЩЕНИЯ

БСК	— базовая система координат
ГС	— гиростабилизатор
ГИ	— гироинтегратор
ГСК	— гирокопическая система координат
КРК	— контур разгрузки корпуса
КС	— камера сгорания
МД1	— маршевый двигатель первой ступени
НР, КР	— начало и конец работы КРК
НССК	— начальная стартовая система координат
ПСК	— программная система координат
РН	— ракета-носитель
РП	— рулевой привод
РД1	— рулевой двигатель первой ступени

© Я. Е. АЙЗЕНБЕРГ, Ю. М. ЗЛАТКИН, А. Н. КАЛНОГУЗ,  
В. А. БАТАЕВ, А. И. КУЗЬМИН, 2002

РНС(РБС)	— регулирование нормальной (боковой) скорости
СК	— система координат
СП	— сервопривод
ССК	— связанная система координат
ЦМ	— центр масс.

### ВВЕДЕНИЕ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

На систему стабилизации тяжелых ракет-носителей (РН) может быть возложена дополнительная задача снижения аэродинамических нагрузок на корпус ракеты при действии ветровых возмущений с помощью контура разгрузки корпуса (КРК). Контуру разгрузки корпуса обеспечивает управление по углам атаки и скольжения РН. Это позволяет уменьшить вес конструкции РН и, как следствие, вывести на орбиту больший полезный груз. Регулирование по углам атаки и скольжения применено на РН «Ариан» (Франция), МКС «Спейс-Шаттл» (США), РН «Энергия» (СССР) и РН «Зенит» (Украина, Россия).

Традиционно для обеспечения устойчивости и управляемости первых ступеней РН используется

закон регулирования (здесь для сокращения записей рассматривается для примера канал рыскания):

$$\varepsilon_{\psi y} = k_{\psi} \psi + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi} - k_z \dot{z},$$

где  $\psi$  — угол рыскания;  $\dot{z}$  — боковая скорость центра масс РН.

Дополнительная задача снижения аэродинамических нагрузок на корпус РН при действии ветра формулируется в виде ограничения на модуль произведения  $|q\beta|$  скоростного напора  $q$  на угол скольжения  $\beta$ .

Угол скольжения определяется приближенной формулой:

$$\beta = \psi + \frac{\dot{z} - W_z^b}{V},$$

где  $V$  — модуль скорости центра масс РН относительно Земли;  $W_z^b$  — скорость бокового ветра.

Возможны два способа управления по углу скольжения для снижения аэродинамических нагрузок на корпус РН:

- путем поворота продольной оси ракеты на встречу набегающему потоку, что достигается законом регулирования

$$\varepsilon_{\psi y} = k_{\psi} \beta + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi};$$

- путем придания центру масс (ЦМ) ракеты скорости в сторону действия ветра.

В нашей работе за основу принят первый способ. Для его реализации необходима информация об углах атаки и скольжения. Углы атаки и скольжения мы предлагаем вычислять по информации с выхода гироинтеграторов (ГИ), устанавливаемых на гиростабилизаторе (ГС). Применяемые в авиации флюгерные датчики углов атаки и скольжения в ракетной технике не используются. В контуре разгрузки корпуса РН «Энергия» определение углов атаки и скольжения производилось по информации от акселерометров, установленных на корпусе в хвостовом и приборном отсеках.

Методика учета ветра при разработке системы стабилизации тяжелых РН основана на результатах статистической обработки данных многолетнего зондирования атмосферы в районе стартового комплекса. В методике учета ветра значения огибающей и значения градиентов скорости ветра задаются с определенной вероятностью. При этом, естественно, в планируемое время пуска скорость ветра может оказаться больше скорости, допускаемой методикой учета ветра.

В нашей работе вопрос об отмене пуска или о разрешении пуска РН, которому предшествовала дорогостоящая подготовка, предлагается решать с помощью предстартового моделирования движения

ракеты с использованием результатов зондирования атмосферы.

Зондирование ветра перед пуском и во время полета РН «Энергия» на космодроме «Байконур» производилось с помощью воздушных шаров. Измерение скорости ветра перед запуском МКС «Спейс Шаттл» производится с помощью радиолокационных станций.

## 1. СИСТЕМА ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РН

При составлении уравнений движения первой ступени РН с длительностью полета  $t < 125$  с в решении задач стабилизации можно сделать следующие допущения:

- Земля имеет форму шара;
- вращение Земли не учитывается.

Определим используемые в настоящем разделе начальную стартовую систему координат (НССК), связанную систему координат (ССК) и базовую систему координат (БСК).

Начало начальной стартовой системы координат совпадает с положением центра масс РН на старте, ось  $Ox_0$  направлена по касательной к поверхности Земли в сторону цели в момент окончания выставки гиростабилизатора в горизонт и по азимуту, ось  $Oy_0$  — вертикально вверх в точке старта, ось  $Oz_0$  дополняет систему координат до правой системы.

Начало связанной системы координат совпадает с положением центра масс РН, ось  $Ox_1$  направлена по продольной оси РН к носу, ось  $Oy_1$  лежит в вертикальной плоскости симметрии ракеты и направлена «вверх» перпендикулярно к оси  $Ox_1$ , ось  $Oz_1$  дополняет систему координат до правой системы.

Начало базовой системы координат находится в точке пересечения плоскости стыка второй ступени и разгонного блока с продольной осью РН. Направление осей  $Ox_b$ ,  $Oy_b$ ,  $Oz_b$  базовой системы координат совпадает с направлением соответствующих осей связанной системы координат.

### 1.1. Векторная форма уравнений движения центра масс:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}}_0 = \mathbf{V}_0, \\ \dot{\mathbf{V}}_0 = \frac{1}{m} \mathbf{F}_0 + \mathbf{g}_0, \end{cases} \quad (1.1)$$

где  $\mathbf{r}_0 = (x_0, y_0, z_0)^T$  и  $\mathbf{V}_0 = (V_{x0}, V_{y0}, V_{z0})^T$  — радиус-вектор и вектор скорости центра масс в начальной стартовой системе координат;  $m = G/g$

— масса РН;  $G(t) = G(0) - \int \dot{G}(t)dt$  — вес РН.

Расход складывается из расходов маршевого и рулевого двигателей (МД и РД1):

$$\dot{G}(t) = \dot{G}^M(t) + \dot{G}^{upr}(t),$$

$\mathbf{F}_0 = (F_{x0}, F_{y0}, F_{z0})^T$  — главный вектор внешних сил, действующих на ракету (без силы тяжести);  $\mathbf{g}_0 = (g_{x0}, g_{y0}, g_{z0})^T$  — ускорение свободного падения,

$$\mathbf{g}_0 = g \frac{-\mathbf{r}_0}{|\mathbf{r}_0|},$$

$$g = g_s \left( \frac{R_s}{y_0 + R_s} \right)^2,$$

где  $g_s$  — модуль ускорения свободного падения на поверхности Земли;  $R_s$  — радиус Земли.

Главный вектор внешних сил в начальной стартовой системе координат:

$$\mathbf{F}_0 = A_{01} \mathbf{F}_1, \quad (1.2)$$

где  $\mathbf{F}_1 = (F_{x1}, F_{y1}, F_{z1})^T$  — главный вектор внешних сил в связанной системе координат; матрица  $A_{01}$  определяется формулой (1.25) при рассмотрении углового движения.

Вектор  $\mathbf{F}_1$  является суммой трех векторов:

$$\mathbf{F}_1 = \mathbf{P}_1^M + \mathbf{P}_1^{upr} + \mathbf{R}_1^a \quad (1.3)$$

— тяги маршевого двигателя  $\mathbf{P}_1^M$ , тяги рулевого двигателя первой ступени  $\mathbf{P}_1^{upr}$  и равнодействующей аэродинамических сил  $\mathbf{R}_1^a$ .

Определим каждое слагаемое в правой части (1.3).

Вектор тяги МД первой ступени в связанной системе координат:

$$\mathbf{P}_1^M = \frac{P^M(h)}{\sqrt{1 + (\eta_{y1}^M)^2 + (\eta_{z1}^M)^2}} (1, \eta_{y1}^M, \eta_{z1}^M)^T, \quad (1.4)$$

где модуль тяги МД равен

$$P^M(h) = P_b^M - p(h)S_a^M, \\ P_b^M = \dot{G}^M I^M, \quad (1.5)$$

где  $p(h)$  — давление воздуха на высоте  $h$ ;  $I^M$  — удельный импульс тяги МД;  $S_a^M$  — площадь среза сопла МД;  $\eta_{y1}^M, \eta_{z1}^M$  — случайные перекосы тяги МД в плоскостях  $x_1y_1$  и  $x_1z_1$  связанной системы координат.

Вектор тяги РД1 в связанной системе координат равен сумме векторов тяги четырех сопел РД1:

$$\mathbf{P}_1^{upr} = \sum_{i=1}^4 \mathbf{P}_1^{upri}, \quad (1.6)$$

$$\mathbf{P}_1^{upr1} = \frac{1}{4} P^{upr}(h) (\cos\delta_1, 0, -\sin\delta_1)^T,$$

$$\mathbf{P}_1^{upr2} = \frac{1}{4} P^{upr}(h) (\cos\delta_2, \sin\delta_2, 0)^T, \quad (1.7)$$

$$\mathbf{P}_1^{upr3} = \frac{1}{4} P^{upr}(h) (\cos\delta_3, 0, -\sin\delta_3)^T,$$

$$\mathbf{P}_1^{upr4} = \frac{1}{4} P^{upr}(h) (\cos\delta_4, \sin\delta_4, 0)^T.$$

Модуль тяги РД1 равен

$$P^{upr}(h) = P_b^{upr} - p(h)S_a^p, \quad (1.8)$$

$$P_b^{upr} = \dot{G}^{upr} I^{upr},$$

где  $P_b^{upr}$  — тяга РД1 в пустоте;  $I^{upr}$ ,  $S_a^{upr}$  — удельный импульс и суммарная площадь срезов сопел РД1 с четырьмя камерами горения (КС).

Углы отклонения камер горения РД1  $\delta_i$  определяются приближенным операторным уравнением

$$\delta_i(p) = \delta_{PPI}(p) + \Delta\delta_{0i}, \quad i = 1, 2, 3, 4,$$

$$\delta_{PPI}(p) = Q_{CPI}(p)\varepsilon_i(z),$$

$$Q_{CPI}(p) = \frac{k_{CPI}}{(1 + T_{CPI}p)^2},$$

$$z = e^{pT_0},$$

где  $k_{CPI}$ ,  $T_{CPI}$  — статические коэффициенты усиления и постоянная времени СП, номинальные значения которых  $k_{CPI} = 1$ ,  $T_{CPI} = 0.075$  с;  $\Delta\delta_{0i}$  — смещение «нулей» выходных валов рулевого привода и камер горения РД1;  $\varepsilon_i(z)$  —  $z$ -преобразование управляемых сигналов СП, вычисляемых по алгоритмам (3.28).

Поточная скорость центра масс ракеты в начальной стартовой системе координат:

$$\mathbf{V}_0^n = \mathbf{V}_0 - \mathbf{W}_0^B, \quad (1.10)$$

где  $\mathbf{V}_0$  — скорость центра масс РН относительно Земли;  $\mathbf{W}_0^B$  — скорость горизонтального ветра:

$$\mathbf{W}_0^B = W^B(h) \cdot \mathbf{A}_{0n} \cdot \mathbf{e}_0^n,$$

$$\mathbf{A}_{0n} = \begin{vmatrix} \cos A_w & 0 & \sin A_w \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin A_w & 0 & \cos A_w \end{vmatrix}, \quad (1.11)$$

$$\mathbf{e}_0^n = \frac{\mathbf{r}_0}{|\mathbf{r}_0|} \times \mathbf{e}_0, \quad \mathbf{e}_0 = \left(0, \frac{\sqrt{2}}{2}, \frac{\sqrt{2}}{2}\right)^T,$$

где  $W^B(h)$  — модуль скорости горизонтального ветра;  $A_w$  — азимут ветра в начальной стартовой

системе координат. (Азимут ветра  $A_w = 0$ , если ветер встречный, при этом воздух движется относительно Земли в сторону старта).

Модуль скорости ветра  $W^b(h)$  и угол  $A_w$  определяются по методике, разработанной ЦНИИМАШ (г. Королев Московской обл.).

Поточная скорость в связанной системе координат:

$$\mathbf{V}_1^n = A_{10} \mathbf{V}_0^n, \quad A_{10} = A_{01}^{-1} = A_{01}^T, \quad (1.12)$$

$$V^n = |\mathbf{V}^n|.$$

Полная аэродинамическая сила состоит из продольной и нормальной сил:

$$\mathbf{R}_1^a = \mathbf{R}_1^l + \mathbf{R}_1^h. \quad (1.13)$$

Продольная сила:

$$\mathbf{R}_1^l = -C_x(M, \alpha^n, h)qS_m \mathbf{L}_1, \quad (1.14)$$

$$M = \frac{V^n}{a(h)},$$

где  $\mathbf{L}_1 = (1, 0, 0)^T$  — единичный вектор, направленный вдоль ракеты к ее носу; скоростной напор  $q = \rho(h)(V^n)^2/2$ ; скорость звука  $a(h)$  и плотность воздуха  $\rho(h)$  определяются по высоте  $h$ ;  $S_m$  — площадь миделева сечения РН.

Нормальная сила:

$$\mathbf{R}_1^h = (0, R_{y1}^h, R_{z1}^h)^T,$$

$$\mathbf{R}_1^h = C_n(M, \alpha^n)qS_m \frac{\mathbf{L}_1 \times (\mathbf{L}_1 \times \mathbf{V}_1^n)}{|\mathbf{L}_1 \times (\mathbf{L}_1 \times \mathbf{V}_1^n)|}, \quad (1.15)$$

$$\sin \alpha^n = \frac{|\mathbf{L}_1 \times \mathbf{V}_1^n|}{|\mathbf{V}_1^n|},$$

где  $\alpha^n$  — полный поточный угол атаки.

1.2. Векторная форма уравнения движения РН относительно центра масс в связанной системе координат:

$$J\dot{\omega}_1 + \omega_1 \times (J\omega_1) = \mathbf{M}_1, \quad (1.16)$$

где

$$\mathbf{M}_1 = \mathbf{M}_1^m + \mathbf{M}_1^{upr} + \mathbf{M}_1^a + \mathbf{M}_1^{al} + \mathbf{M}_1^\omega \quad (1.17)$$

— суммарный внешний момент, являющийся суммой моментов тяги МД и РД1, аэродинамического момента, дополнительного аэродинамического момента относительно продольной оси РН (момент косого обдува) и демпфирующего момента;

$$J = \begin{vmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{vmatrix}$$

— тензор инерции, задаваемый как функция веса  $G$  ракеты.

Момент, создаваемый силой тяги МД:

$$\mathbf{M}_1^m = (M_{x1}^m, M_{y1}^m, M_{z1}^m)^T = \mathbf{r}_b^m \times \mathbf{P}_1^m. \quad (1.18)$$

Радиус-вектор точки приложения тяги МД в связанной системе координат:

$$\mathbf{r}_1^m = (x_1^m, y_1^m, z_1^m)^T = \mathbf{r}_b^m - \mathbf{r}_b^T,$$

где  $\mathbf{r}_b^m = (x_b^m, y_b^m, z_b^m)^T$  — радиус-вектор точки приложения тяги МД в базовой системе координат;  $\mathbf{r}_b^T = (x_b^T, y_b^T, z_b^T)^T$  — радиус-вектор центра масс в базовой системе координат, задаваемый как функция веса  $G$  ракеты.

Момент РД1 в связанной системе координат складывается из моментов, создаваемых его четырьмя соплами:

$$\mathbf{M}_1^{upr} = \sum_{i=1}^4 \mathbf{M}_1^{upri}, \quad \mathbf{M}_1^{upri} = \mathbf{r}_1^{upri} \times \mathbf{P}_1^{upri}, \quad (1.19)$$

$$i = 1, 2, 3, 4,$$

где

$$\mathbf{r}_1^{upri} = \mathbf{r}_b^{upri} - \mathbf{r}_b^T, \quad \mathbf{r}_b^{up1} = (x_b^{up}, -r_b^{up}, 0)^T,$$

$$\mathbf{r}_b^{up2} = (x_b^{up}, 0, -r_b^{up})^T, \quad \mathbf{r}_b^{up3} = (x_b^{up}, r_b^{up}, 0)^T,$$

$$\mathbf{r}_b^{up4} = (x_b^{up}, 0, r_b^{up})^T,$$

$x_b^{up}$  и  $r_b^{up}$  — абсцисса (в базовой системе координат) и расстояние до оси  $Ox_b$  точек приложения тяг рулевых сопел.

Момент аэродинамических сил в связанной системе координат:

$$\mathbf{M}_1^a = (M_{x1}^a, M_{y1}^a, M_{z1}^a)^T = \mathbf{r}_b^a \times \mathbf{R}_1^a. \quad (1.20)$$

Радиус-вектор центра давления РН в связанной системе координат:

$$\mathbf{r}_1^d = \mathbf{r}_b^d - \mathbf{r}_b^T, \quad \mathbf{r}_b^d = (x_b^d(M, \alpha^n), 0, 0)^T. \quad (1.21)$$

Дополнительный аэродинамический момент относительно продольной оси РН (в связанной системе координат):

$$\mathbf{M}_1^{al} = (M_{x1}^{al}, 0, 0)^T, \quad (1.22)$$

$$M_{x1}^{al} = -(m_x^\alpha(M)\alpha + m_x^\beta(M)\beta)qS_m R.$$

Здесь  $\alpha$  и  $\beta$  — поточные углы атаки и скольжения РН:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{-V_{y1}^n}{V_{x1}^n}, \quad \sin \beta = \frac{V_{z1}^n}{|\mathbf{V}_1^n|},$$

$R$  — характерный размер (радиус) ракеты. Демпфирующий момент

$$\begin{aligned} M_1^\omega &= (M_{x1}^\omega, M_{y1}^\omega, M_{z1}^\omega)^T, \\ M_{x1}^\omega &= -m_x^\omega(M)qS_M l\omega_{x1}, \\ M_{y1}^\omega &= -m_y^\omega(M)qS_M l\omega_{y1}, \\ M_{z1}^\omega &= -m_z^\omega(M)qS_M l\omega_{z1}. \end{aligned} \quad (1.23)$$

Интегрирование уравнения (1.16) дает вектор  $\omega_1 = (\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1})^T$  угловой скорости РН в связанной системе координат. По вектору  $\omega_1$  с помощью матрицы  $A_{\Gamma 1}$  перехода от связанной системы координат к гирокопической системе координат, оси которой направлены по осям карданова подвеса гиростабилизатора, получается вектор угловой скорости в гирокопической системе координат:

$$A_{\Gamma 1} = \begin{vmatrix} \frac{\sin\theta_\Gamma}{\cos\psi_\Gamma} & \frac{\cos\theta_\Gamma}{\cos\psi_\Gamma} & 0 \\ \cos\theta_\Gamma & -\sin\theta_\Gamma & 0 \\ \sin\theta_\Gamma \operatorname{tg}\psi_\Gamma & \cos\theta_\Gamma \operatorname{tg}\psi_\Gamma & 1 \end{vmatrix} \quad (1.24)$$

Интегрированием вектора  $\dot{\theta}_\Gamma = (\dot{\varphi}_\Gamma, \dot{\psi}_\Gamma, \dot{\theta}_\Gamma)^T$  получается вектор  $\theta_\Gamma = (\varphi_\Gamma, \psi_\Gamma, \theta_\Gamma)^T$ , компоненты которого

используются для построения матрицы  $A_{01}$ :

$$A_{01} = \begin{vmatrix} \cos\varphi_\Gamma \cos\theta_\Gamma & -\cos\varphi_\Gamma \sin\theta_\Gamma & \sin\varphi_\Gamma \cos\psi_\Gamma \\ +\sin\varphi_\Gamma \sin\psi_\Gamma \sin\theta_\Gamma & +\sin\varphi_\Gamma \sin\psi_\Gamma \cos\theta_\Gamma & -\sin\psi_\Gamma \\ \cos\psi_\Gamma \sin\theta_\Gamma & \cos\psi_\Gamma \cos\theta_\Gamma & -\sin\psi_\Gamma \\ -\sin\varphi_\Gamma \cos\theta_\Gamma & \sin\varphi_\Gamma \sin\theta_\Gamma & \cos\varphi_\Gamma \cos\psi_\Gamma \\ +\cos\varphi_\Gamma \sin\psi_\Gamma \sin\theta_\Gamma & +\cos\varphi_\Gamma \sin\psi_\Gamma \cos\theta_\Gamma & \end{vmatrix}. \quad (1.25)$$

При построении матрицы  $A_{01}$  ориентация связанной системы координат получается тремя последовательными поворотами начальной стартовой системы координат на углы  $\varphi_\Gamma$ ,  $\psi_\Gamma$ ,  $\theta_\Gamma$  в указанном порядке: первый поворот производится на угол  $\varphi_\Gamma$  вокруг оси  $Oy_0$  начальной стартовой системы координат, третий поворот — на угол  $\theta_\Gamma$  вокруг оси  $Oz_1$  связанной системы координат.

## 2. ЦИКЛОГРАММА РАБОТЫ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РН

Циклограмма работы системы стабилизации приведена на рис. 1, где приняты следующие обозначения:

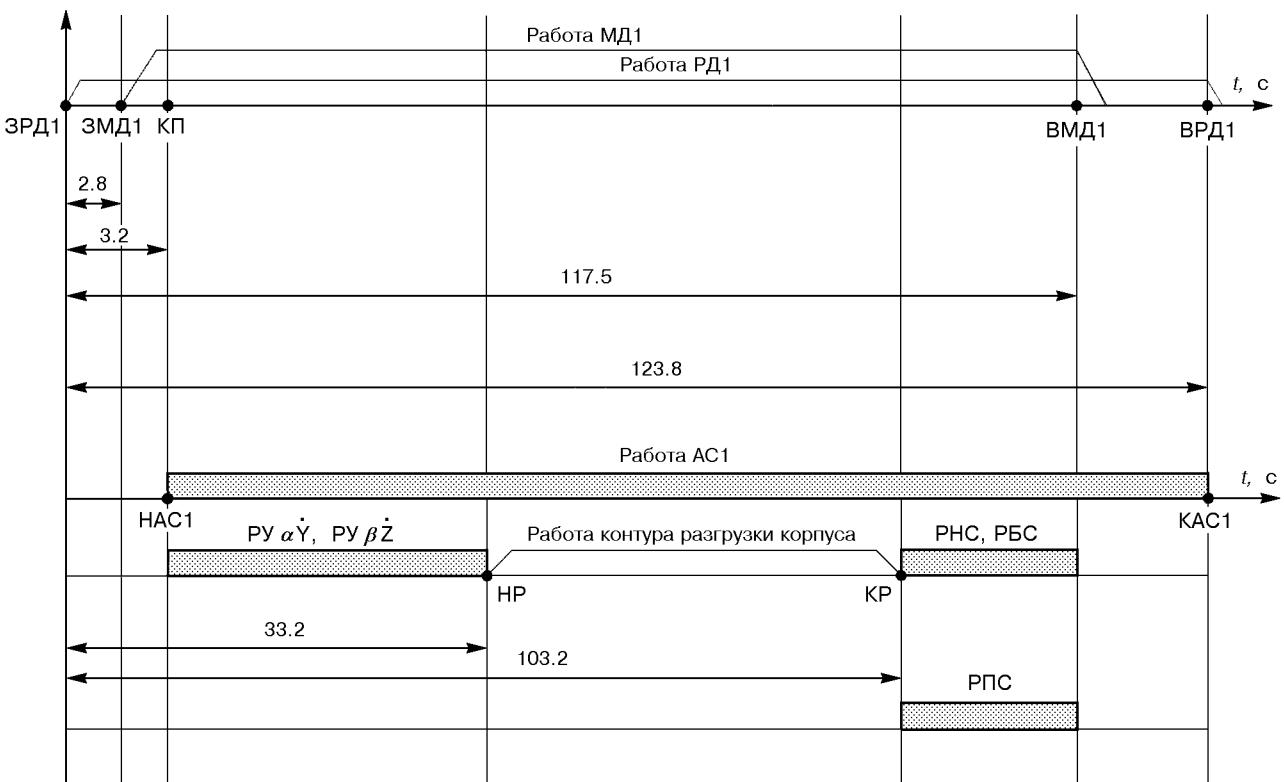


Рис. 1. Циклограмма работы системы стабилизации первой ступени РН

ЗРД1 — команда на запуск рулевого двигателя первой ступени;

ЗМД1 — команда на запуск маршевых двигателей первой ступени;

КП — команда фиксации срабатывания контакта подъема, по этой команде включается автомат стабилизации первой ступени (НАС1);

ВМД1 — команда на выключение маршевого двигателя первой ступени;

ВРД1 — команда на выключение рулевого двигателя первой ступени, в этот момент выключается автомат стабилизации первой ступени (КАС1);

НР, КР — моменты начала и конца работы контура разгрузки корпуса;

НРПС — момент начала работы алгоритма программного регулирования скорости после окончания работы контура разгрузки корпуса;

РПС — интервал времени, когда работает алгоритм программного регулирования скорости центра масс РН;

$\dot{Y}\alpha\dot{Y}$ ,  $\dot{Y}\beta\dot{Z}$  — интервал времени, на котором производится регулирование по углам ориентации вектора скорости центра масс РН относительно программной системы координат в каналах тангажа и рыскания;

РНС, РБС — интервал времени, когда работают регуляторы нормальной и боковой скорости.

### 3. АЛГОРИТМЫ КОНТУРА РАЗГРУЗКИ КОРПУСА ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РН

Определим программную систему координат (ПСК)  $Ox_3y_3z_3$  для участка траектории РН, где работает первая ступень. Начало этой системы координат находится в центре масс РН. Ось  $Ox_3$  направлена по программному вектору скорости центра масс ракеты, ось  $Oy_3$  находится в вертикальной плоскости симметрии ракеты в программном движении и направлена «вверх» перпендикулярно оси  $Ox_3$ , ось  $Oz_3$  дополняет систему координат до правой декартовой системы координат. Ориентация осей программной системы координат в начальной стартовой СК определяется тремя углами:  $\varphi_{\Gamma}^{\text{пп}}$ ,  $\psi_{\Gamma}^{\text{пп}}$ ,  $\theta_{\Gamma}^{\text{пп}}$ .

3.1. С точностью до величин второго порядка малости связь между связанной системой координат и программной системой координат определяется уравнением

$$\begin{aligned} \xi_3 &= A_{31} \cdot \xi_1, \\ \xi_3 &= (\xi_{x3}, \xi_{y3}, \xi_{z3})^T, \quad \xi_1 = (\xi_{x1}, \xi_{y1}, \xi_{z1})^T, \end{aligned} \quad (3.1)$$

$$A_{31} = \begin{vmatrix} 1 & -\theta & \psi \\ \theta & 1 & -\varphi \\ -\psi & \varphi & 1 \end{vmatrix},$$

где  $\xi_3$ ,  $\xi_1$  — произвольный вектор в проекциях на оси программной и стартовой систем координат.

В программной системе координат вектор программной скорости РН равен

$$V_3^{\text{пп}} = (V_{x3}^{\text{пп}}, 0, 0)^T, \quad V_{x3}^{\text{пп}} = V^{\text{пп}}, \quad (3.2)$$

где  $V^{\text{пп}}$  — модуль вектора скорости центра масс РН в программном движении.

Равенство нулю остальных двух проекций:  $V_{y3}^{\text{пп}} = V_{z3}^{\text{пп}} = 0$  — является преимуществом определенной выше программной системы координат.

Вектор скорости центра масс РН в проекциях на оси программной системы координат представим в виде

$$V_3 = (V_{x3}, V_{y3}, V_{z3})^T. \quad (3.3)$$

Векторное уравнение движения центра масс РН имеет вид

$$m\dot{V}_3 = A_{31} \cdot F_1 + m\mathbf{g}_3 - m\omega_3^{\text{пп}} \times V_3, \quad (3.4)$$

где  $\omega_3^{\text{пп}} = (0, 0, \omega_{z3}^{\text{пп}})^T$  — вектор программной угловой скорости РН;  $\dot{V}_3$  — локальная производная вектора  $V_3$  в программной системе координат.

Ускорение силы тяжести  $\mathbf{g}_3$  представим в виде:

$$\mathbf{g}_3 = (-g\sin\theta_{\Gamma}^{\text{пп}}, -g\cos\theta_{\Gamma}^{\text{пп}}, 0)^T. \quad (3.5)$$

Здесь рассматривается частный случай, когда программные углы  $\varphi_{\Gamma}^{\text{пп}} = \psi_{\Gamma}^{\text{пп}} = 0$ , так как не учитывается вращение Земли.

Программная угловая скорость  $\omega_{z3}^{\text{пп}}$  определяется следующим образом:

$$\omega_{z3}^{\text{пп}} = -\frac{g^{\text{пп}}}{V^{\text{пп}}} \cos\theta_{\text{пп}} + \frac{Y_3^{\text{пп}}}{m^{\text{пп}} V^{\text{пп}}}, \quad (3.6)$$

$$Y_3^{\text{пп}} = Y_1^{\alpha} \alpha_{\text{пп}} + (P^M + P^{u\text{пп}} - X_1) \alpha_{\text{пп}} + \frac{1}{2} P^{u\text{пп}} \delta_{\theta}, \quad (3.7)$$

$$\delta_{\theta} = -\frac{2M_{z1}^{\alpha}}{P^{u\text{пп}}(x_b^{\text{пп}} - x_0^{\text{пп}})} \alpha_{\text{пп}},$$

где  $m^{\text{пп}}$ ,  $g^{\text{пп}}$ ,  $\alpha_{\text{пп}}$ ,  $V^{\text{пп}}$  — масса РН, ускорение свободного падения, угол атаки и скорость центра масс в программном движении ракеты. Программный угол атаки  $\alpha_{\text{пп}}$  определяется системой наведения в виде функции времени.

Полагая  $g \approx g^{\text{пп}}$ ,  $m \approx m^{\text{пп}}$ ,  $|V_3| \approx V^{\text{пп}}$  и учитывая (3.5)–(3.7), получим из векторного уравнения (3.4):

$$\begin{aligned} m\dot{V}_{y3} &= Y_1^{\alpha} \alpha + (P^M + P^{u\text{пп}} - X_1) \theta + \\ &+ \frac{P^{u\text{пп}}}{2} \delta_{\theta} - Y_3^{\text{пп}} + F_{yn}, \end{aligned} \quad (3.8)$$

$$m\dot{V}_{z3} = -Z_1^\beta\beta - (P^M + P^{y_{np}} - X_1)\psi - \frac{P^{y_{np}}}{2}\delta_\psi + F_{zn}, \quad (3.9)$$

$$X_1 = C_x q S_M, \quad Y_1^\alpha = C_y^\alpha q S_M, \quad Z_1^\beta = C_z^\beta q S_M, \quad (3.10)$$

где  $F_{y_{np}}$ ,  $F_{zn}$  — случайные возмущающие силы от перекоса вектора тяги;  $\delta_\theta$ ,  $\delta_\psi$  — углы поворота управляющих органов соответственно в каналах тангажа и рыскания.

Приведем также линеаризованные уравнения моментов:

$$J_x \dot{\omega}_{x1} = -P^{y_{np}} r^p \delta_\varphi + (m_x^\alpha \alpha + m_x^\beta \beta) q S_M R, \quad (3.11)$$

$$J_y \dot{\omega}_{y1} = M_{y_{np}}^\beta \beta + \frac{P^{y_{np}}}{2} (x_b^p - x_b^T) \delta_\psi + M_{y_{np}}^c + M_{y_{np}}, \quad (3.12)$$

$$J_z \dot{\omega}_{z1} = M_{z1}^\alpha \alpha + \frac{P^{y_{np}}}{2} (x_b^p - x_b^T) \delta_\theta + M_{z_{np}}^c + M_{z_{np}}, \quad (3.13)$$

$$M_{z1}^\alpha = Y_1^\alpha (x_b^d - x_b^T),$$

$$M_{y1}^\beta = Z_1^\beta (x_b^d - x_b^T),$$

$$(x_b^d - x_b^T) > 0, \quad (x_b^p - x_b^T) < 0,$$

где  $\delta_\varphi$  — угол поворота управляющих органов в канале крена;  $M_{y_{np}}^c$ ,  $M_{z_{np}}^c$  — возмущающие моменты от систематических смещений центра масс РН от продольной оси;  $M_{y_{np}}$ ,  $M_{z_{np}}$  — случайные возмущающие моменты в основном от перекоса тяги двигателей.

Для решаемой в данном разделе задачи представим формульную схему законов регулирования системы стабилизации в виде

$$\varepsilon_{\varphi y} = k_\varphi \varphi + k_{\dot{\varphi}} \omega_{x1} + \delta\varphi_k, \quad (3.14)$$

$$\varepsilon_{\psi y} = k_\psi \psi + k_{\dot{\psi}} \omega_{y1}, \quad (3.15)$$

$$\varepsilon_{\theta y} = k_\theta (\theta - \theta_b) + k_\theta \omega_{z1} + \delta\theta_k, \quad (3.16)$$

где  $\theta_b$  — балансировочный угол тангажа;  $\delta\theta_k$  — сигнал компенсации систематического возмущения от программного угла атаки в канале тангажа.

Исследования показали, что для РН «Циклон» систематические моменты  $M_{y_{np}}^c$ ,  $M_{z_{np}}^c$  в сигналах компенсации  $\delta\psi_k$ ,  $\delta\theta_k$  и балансировочных углах  $\psi_b$ ,  $\theta_b$  ввиду малости можно не учитывать.

Алгоритм вычисления сигнала компенсации аэrodинамического момента от «косого» обдува  $\delta\varphi_k$  в канале крена определим из уравнений (3.11), (3.14) при условиях

$$\dot{\omega}_{x1} = 0, \quad \varphi = 0, \quad \omega_{x1} = 0, \quad \delta_\varphi = \delta\varphi_k$$

соотношениями

$$\delta\varphi_k = -\frac{m_x^\alpha (M[n_0 T_0]) \tilde{\alpha} + m_x^\beta (M[n_0 T_0]) \tilde{\beta}}{P^{y_{np}} [n_0 T_0] r^p} q [n_0 T_0] S_M R, \quad (3.17)$$

$$q [n_0 T_0] = \rho(h[n_0 T_0]) \frac{V^2 [n_0 T_0]}{2},$$

$$P^{y_{np}} [n_0 T_0] = P_{\text{b}}^{y_{np}} - p(h[n_0 T_0]) S_a^p,$$

$$T_0 = 0.05 \text{ с},$$

где  $\tilde{\alpha}$ ,  $\tilde{\beta}$  — оценки углов атаки и скольжения, определяемые по алгоритмам (5.7) или формулами (5.14), (5.15).

Теперь определим сигнал компенсации  $\delta\theta_k$  и балансировочный угол  $\theta_b$  для обеспечения движения РН с программным углом  $\alpha_{np}$ .

Для этого в уравнениях (3.8), (3.13), (3.16) учтем условия

$$\dot{V}_{y3} = 0, \quad V_{y3} = 0, \quad \dot{\omega}_{z1} = 0, \quad \omega_{z1} = 0,$$

$$M_{zn} = 0, \quad M_{znp}^c = 0, \quad F_{y_{np}} = 0,$$

$$\alpha = \alpha_{np}, \quad \theta = \theta_b, \quad \delta_\theta = \delta\theta_k,$$

после чего получим два алгебраических уравнения с двумя неизвестными  $\theta_b$ ,  $\delta\theta_k$

$$Y_1^\alpha \alpha_{np} + (P^M + P^{y_{np}} - X_1)\theta_b + \frac{P^{y_{np}}}{2} \delta\theta_k - Y_3^{np} = 0, \\ M_{z1}^\alpha \alpha_{np} + \frac{P^{y_{np}}}{2} (x_b^p - x_b^T) \delta\theta_k = 0. \quad (3.18)$$

Из решения этой системы уравнений получим алгоритм

$$\delta\theta_k [n_0 T_0] = \\ = -\frac{2Y_1^\alpha [n_0 T_0] (x_b^d [n_0 T_0] - x_b^T [n_0 T_0])}{P^{y_{np}} [n_0 T_0] (x_b^p - x_b^T [n_0 T_0])} \alpha_{np} [n_0 T_0], \\ \theta_b [n_0 T_0] = \alpha_{np} [n_0 T_0]. \quad (3.19)$$

3.2. Для поворота продольной оси ракеты на встречу набегающему потоку управляющие сигналы в каналах тангажа и рыскания нужно определять по соотношениям

$$\varepsilon_{\theta y} = k_\theta (\alpha - \alpha_{np}) + k_\theta \dot{\theta} + \delta\theta_k, \\ \varepsilon_{\psi y} = k_\psi \beta + k_\psi \dot{\psi}. \quad (3.20)$$

При действии ветра поточные углы атаки и скольжения определяются приближенными равенствами

$$\alpha = \theta + \alpha_{\dot{y}} + \alpha_w, \\ \beta = \psi + \beta_z + \beta_w, \quad (3.21)$$

$$\alpha_{\dot{y}} = -\frac{V_{y3}}{V}, \quad \alpha_w = \frac{W^b_y}{V},$$

$$\beta_z = \frac{V_{z3}}{V}, \quad \beta_w = -\frac{W^b_z}{V}.$$

После подстановки (3.17), (3.19), (3.21) в (3.20) получим

$$\begin{aligned} \varepsilon_{\theta y} &= \varepsilon_\theta + \varepsilon_\alpha + \delta\theta_k, \\ \varepsilon_{\psi y} &= \varepsilon_\psi + \varepsilon_\beta, \end{aligned} \quad (3.22)$$

$$\begin{aligned} \varepsilon_\theta &= k_\theta(\theta - \alpha_{np}) + k_\theta \dot{\theta}, \\ \varepsilon_\psi &= k_\psi \psi + k_\psi \dot{\psi}, \end{aligned} \quad (3.23)$$

$$\begin{aligned} \varepsilon_\alpha &= k_\theta(\alpha_{\dot{y}} + \alpha_w), \\ \varepsilon_\beta &= k_\psi(\beta_z + \beta_w). \end{aligned} \quad (3.24)$$

Однако при формировании управляющих сигналов по формулам (3.22)–(3.24) характеристическое уравнение замкнутой системы ракеты — регулятора в каналах стабилизации тангажа и рыскания имеет положительный корень, т. е. система неустойчива. При этом переходные процессы характеризуются экспоненциальным увеличением углов и линейных скоростей центра масс РН.

Для обеспечения устойчивости движения РН формулы (3.24) заменим формулами

$$\begin{aligned} \varepsilon_\alpha &= k_\theta(k_{\alpha y}\alpha_{\dot{y}} + \alpha_w), \\ \varepsilon_\beta &= k_\psi(k_{\beta z}\beta_z + \beta_w), \end{aligned} \quad (3.25)$$

где введены коэффициенты  $0 \leq k_{\alpha y} = k_{\beta z} < 1$ .

Величины ветровых составляющих углов атаки и скольжения в (3.24), (3.25) вычисляются по алгоритмам (5.5) или по формулам

$$\begin{aligned} \alpha_w &= \tilde{\alpha} - \theta - \alpha_{\dot{y}}, \\ \beta_w &= \tilde{\beta} - \psi - \beta_z, \end{aligned} \quad (3.26)$$

где  $\tilde{\alpha}$ ,  $\tilde{\beta}$  — оценки поточных углов атаки и скольжения, которые вычисляются по формулам (5.14), (5.15) разд. 5.

Используя формулы (3.22), (3.23), (3.25) и (3.26), составим алгоритм системы стабилизации РН с контуром разгрузки корпуса:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{\varphi y}[n_0T_0] &= \varepsilon_\varphi[n_0T_0] + \delta\varphi_k[n_0T_0], \\ \varepsilon_{\psi y}[n_0T_0] &= \varepsilon_\psi[n_0T_0] + \varepsilon_\beta[n_0T_0], \end{aligned} \quad (3.27)$$

$$\varepsilon_{\theta y}[n_0T_0] = \varepsilon_\theta[n_0T_0] + \varepsilon_\alpha[n_0T_0] + \delta\theta_k[n_0T_0],$$

где алгоритмы вычисления сигналов  $\varepsilon_\varphi[n_0T_0]$ ,  $\varepsilon_\psi[n_0T_0]$ ,  $\varepsilon_\theta[n_0T_0]$  будут приведены в разд. 6 под

номером (6.3), алгоритмы вычисления сигналов  $\varepsilon_\beta[n_0T_0]$ ,  $\varepsilon_\alpha[n_0T_0]$  тоже будут приведены в разделе 6 под номером (6.5), алгоритмы вычисления сигнала компенсации  $\delta\varphi_k[n_0T_0]$ ,  $\delta\theta_k[n_0T_0]$  приведены выше под номерами (3.17), (3.19).

В заключение приведем алгоритмы формирования управляющих сигналов на входы сервоприводов:

$$\begin{aligned} \varepsilon_1[n_0T_0] &= \varepsilon_{\varphi y}[n_0T_0] - \varepsilon_{\psi y}[n_0T_0], \\ \varepsilon_2[n_0T_0] &= \varepsilon_{\theta y}[n_0T_0] - \varepsilon_{\varphi y}[n_0T_0], \\ \varepsilon_3[n_0T_0] &= \varepsilon_{\psi y}[n_0T_0] + \varepsilon_{\varphi y}[n_0T_0], \\ \varepsilon_4[n_0T_0] &= \varepsilon_{\theta y}[n_0T_0] + \varepsilon_{\varphi y}[n_0T_0]. \end{aligned} \quad (3.28)$$

#### 4. ФОРМИРОВАНИЕ ВХОДНЫХ СИГНАЛОВ ДЛЯ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ РН

С выхода датчиков углов, установленных на карданных осях гиростабилизатора, поступает следующая информация:

$$\begin{aligned} \varphi_\Gamma^*[n_0T_0] &= E\left\{\varphi_\Gamma[n_0T_0] \frac{1}{\Delta_{dy}} + 0.5\right\} \Delta_{dy}, \\ \psi_\Gamma^*[n_0T_0] &= E\left\{\psi_\Gamma[n_0T_0] \frac{1}{\Delta_{dy}} + 0.5\right\} \Delta_{dy}, \\ \theta_\Gamma^*[n_0T_0] &= E\left\{\theta_\Gamma[n_0T_0] \frac{1}{\Delta_{dy}} + 0.5\right\} \Delta_{dy}, \end{aligned} \quad (4.1)$$

$$(\Delta_{dy} = 40''),$$

где  $\varphi_\Gamma[n_0T_0]$ ,  $\psi_\Gamma[n_0T_0]$ ,  $\theta_\Gamma[n_0T_0]$  получаются из решения системы дифференциальных уравнений связи (1.24), приведенных в разделе 1.2;  $E\{\dots\}$  — операция выделения целой части числа.

4.1. Вариации гирокопических углов относительно их программных значений вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} \Delta\varphi_\Gamma[n_0T_0] &= \varphi_\Gamma^*[n_0T_0] - \varphi_\Gamma^{np}[n_0T_0], \\ \Delta\psi_\Gamma[n_0T_0] &= \psi_\Gamma^*[n_0T_0] - \psi_\Gamma^{np}[n_0T_0], \\ \Delta\theta_\Gamma[n_0T_0] &= \theta_\Gamma^*[n_0T_0] - \theta_\Gamma^{np}[n_0T_0], \end{aligned} \quad (4.2)$$

где  $\varphi_\Gamma^{np}[n_0T_0]$ ,  $\psi_\Gamma^{np}[n_0T_0]$ ,  $\theta_\Gamma^{np}[n_0T_0]$  — программные гирокопические углы, формируемые системой наведения первой ступени РН как функции времени.

Связь между вариациями гирокопических углов (4.2) и углами поворота связанной системы координат относительно осей программной системы координат  $\varphi[n_0T_0]$ ,  $\psi[n_0T_0]$ ,  $\theta[n_0T_0]$  определяется алгоритмом преобразования координат:

$$\begin{aligned}\varphi[n_0T_0] &= \Delta\varphi_\Gamma[n_0T_0]\sin\theta_\Gamma^{\text{np}}[n_0T_0] + \\ &+ \Delta\psi_\Gamma[n_0T_0]\cos\theta_\Gamma^{\text{np}}[n_0T_0], \\ \psi[n_0T_0] &= \Delta\varphi_\Gamma[n_0T_0]\cos\theta_\Gamma^{\text{np}}[n_0T_0] - \\ &- \Delta\psi_\Gamma[n_0T_0]\sin\theta_\Gamma^{\text{np}}[n_0T_0], \\ \theta[n_0T_0] &= -\Delta\varphi_\Gamma[n_0T_0]\sin\psi_\Gamma^{\text{np}}[n_0T_0] + \\ &+ \Delta\theta_\Gamma[n_0T_0].\end{aligned}\quad (4.3)$$

Этот алгоритм следует из уравнений связей (1.24).

4.2. Проекции вектора кажущегося ускорения центра масс РН на оси чувствительности гироинтегратора на гиростабилизаторе определяются уравнениями

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{W}}_a &= \mathbf{D}_{a0} \cdot \dot{\mathbf{W}}_0, \quad \dot{\mathbf{W}}_a = (\dot{W}_\alpha, \dot{W}_\beta, \dot{W}_\gamma)^T, \\ \mathbf{D}_{0a} &= \begin{vmatrix} \cos^2\gamma & \sin\gamma & -\frac{\sin 2\gamma}{2} \\ \sin\gamma & \cos\gamma & 0 \\ \cos^2\gamma & \sin\gamma & \frac{\sin 2\gamma}{2} \end{vmatrix} \quad (\gamma = 15^\circ), \\ \dot{\mathbf{W}}_0 &= \frac{1}{m} \mathbf{F}_0, \quad \dot{\mathbf{W}}_0 = (\dot{W}_{x0}, \dot{W}_{y0}, \dot{W}_{z0})^T, \\ \mathbf{D}_{a0} &= \mathbf{D}_{0a}^{-1},\end{aligned}\quad (4.4)$$

где вектор  $\mathbf{F}_0$  определен формулой (1.2).

Проекции вектора кажущейся скорости центра масс РН на оси чувствительности гироинтеграторов определяются интегрированием вектора  $\dot{\mathbf{W}}_a$ :

$$\mathbf{W}_a = (\int \dot{W}_\alpha dt, \int \dot{W}_\beta dt, \int \dot{W}_\gamma dt)^T. \quad (4.5)$$

В (4.4) погрешности гироинтегратора на гиростабилизаторе не учитываются ввиду их малости. Эти погрешности удовлетворяют требованиям системы навигации, которая накладывает гораздо более жесткие ограничения, чем контур разгрузки корпуса.

Учет влияния углового движения РН на показания гироинтегратора производится следующим образом:

$$\begin{aligned}\Delta\mathbf{W}_1^\omega &= \omega_1 \times \mathbf{r}_1^{\text{rc}}, \\ \Delta\mathbf{W}_1^\omega &= (\Delta W_{x1}^\omega, \Delta W_{y1}^\omega, \Delta W_{z1}^\omega)^T, \\ \mathbf{r}_1^{\text{rc}} &= (\mathbf{r}_b^{\text{rc}} - \mathbf{r}_b^T), \\ \mathbf{r}_b^{\text{rc}} &= (x_b^{\text{rc}}, y_b^{\text{rc}}, z_b^{\text{rc}})^T, \\ \Delta\mathbf{W}_a^\omega &= D_{a0} A_{01} \Delta\mathbf{W}_1^\omega, \\ \mathbf{W}_a^\omega &= \mathbf{W}_a + \Delta\mathbf{W}_a^\omega, \\ \mathbf{W}_a^\omega &= (W_\alpha^\omega, W_\beta^\omega, W_\gamma^\omega)^T.\end{aligned}\quad (4.6)$$

Учет дискретности информации на выходе гироинтегратора произведем следующим образом:

$$\begin{aligned}W_{\alpha(\beta, \gamma)}^*[n_0T_0] &= E \left\{ \frac{W_{\alpha(\beta, \gamma)}^\omega[n_0T_0]}{\Delta_a} + 0.5 \right\} \cdot \Delta_a, \\ \mathbf{W}_a^* &= (W_\alpha^*[n_0T_0], W_\beta^*[n_0T_0], W_\gamma^*[n_0T_0])^T,\end{aligned}\quad (4.7)$$

$$\Delta_a = 0.005 \text{ м/с.}$$

Для первого варианта алгоритмов вычисления углов атаки и скольжения нужны проекции вектора кажущегося ускорения РН  $\dot{W}_{y3}^{\text{rc}}[n_0T_0]$ ,  $\dot{W}_{z3}^{\text{rc}}[n_0T_0]$  на попеченные оси программной системы координат.

Алгоритм вычисления этих ускорений имеет вид

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{W}}_a^*[n_0T_0] &= \frac{1}{T_0} (\mathbf{W}_a^*[n_0T_0] - \mathbf{W}_a^*[(n_0 - 1)T_0]), \\ \dot{\mathbf{W}}_0^*[n_0T_0] &= \mathbf{D}_{0a} \cdot \dot{\mathbf{W}}_a^*[n_0T_0], \\ \dot{\mathbf{W}}_3^{\text{rc}}[n_0T_0] &= \mathbf{A}_{30}[n_0T_0] \cdot \dot{\mathbf{W}}_0^*[n_0T_0], \\ \mathbf{A}_{30}[n_0T_0] &= \begin{vmatrix} \cos\theta_\Gamma^{\text{np}}[n_0T_0] & -\sin\theta_\Gamma^{\text{np}}[n_0T_0] & 0 \\ \sin\theta_\Gamma^{\text{np}}[n_0T_0] & \cos\theta_\Gamma^{\text{np}}[n_0T_0] & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}, \\ \mathbf{D}_{0a} &= \mathbf{D}_{a0}^{-1}.\end{aligned}\quad (4.8)$$

Необходимые для алгоритмов контура разгрузки корпуса проекции вектора скорости РН  $V_{y3}^*[n_0T_0]$ ,  $V_{z3}^*[n_0T_0]$  на попеченные оси программной системы координат вычисляются по алгоритмам

$$\begin{aligned}\mathbf{V}_3^*[n_0T_0] &= \mathbf{A}_{30}[n_0T_0] \cdot \mathbf{V}_0^*[n_0T_0], \\ \mathbf{V}_3^*[n_0T_0] &= (V_{x3}^*[n_0T_0], V_{y3}^*[n_0T_0], V_{z3}^*[n_0T_0])^T, \\ \mathbf{V}_0^*[n_0T_0] &= \mathbf{W}_0^*[n_0T_0] + \mathbf{V}_g^*[n_0T_0], \\ \mathbf{V}[n_0T_0] &= |\mathbf{V}_0^*[n_0T_0]|, \\ \mathbf{W}_0^*[n_0T_0] &= \mathbf{D}_{0a} \cdot \mathbf{W}_a^*[n_0T_0], \\ \mathbf{V}_g^*[n_0T_0] &= \mathbf{V}_g^*[(n_0 - 1)T_0] + \\ &+ \frac{T_0}{2} (\mathbf{g}_0^*[n_0T_0] + \mathbf{g}_0^*[(n_0 - 1)T_0]), \\ \mathbf{g}_0^*[n_0T_0] &= (g_{x0}^*[n_0T_0], g_{y0}^*[n_0T_0], g_{z0}^*[n_0T_0])^T,\end{aligned}\quad (4.9)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{g}_0^*[n_0 T_0] &= -g^*[n_0 T_0] \frac{\mathbf{r}_0^*[n_0 T_0]}{|\mathbf{r}_0^*[n_0 T_0]|}, \\ \mathbf{r}_0^*[n_0 T_0] &= (x_0^*[n_0 T_0], y_0^*[n_0 T_0], z_0^*[n_0 T_0])^T, \\ g^*[n_0 T_0] &= g_3^* \left( \frac{R_3}{y_0^*[n_0 T_0] + R_3} \right)^2, \\ \mathbf{r}_0^*[n_0 T_0] &= \mathbf{r}_0^*[(n_0 - 1)T_0] + \\ &+ \frac{T_0}{2} [\mathbf{V}_0^*[n_0 T_0] + \mathbf{V}_0^*[(n_0 - 1)T_0]], \end{aligned}$$

где  $g_3^* = 9.80665 \text{ м/с}^2$ .

4.3. В дальнейшем индекс «п» относится к акселерометрам, устанавливаемым в приборном отсеке, а индекс «х» — в хвостовом отсеке РН.

Во втором варианте вычисления углов атаки и скольжения по показаниям акселерометров, устанавливаемых на корпусе РН, алгоритмы формирования проекций ускорения на оси связанной системы координат  $Oy_1$ ,  $Oz_1$  имеют вид:

$$\begin{aligned} \dot{W}_{y1}^{an(x)}[n_0 T_0] &= \left[ E \left\{ \frac{W_{y1}^{an(x)}[n_0 T_0]}{\Delta_{an(x)}} + 0.5 \right\} - \right. \\ &\quad \left. - E \frac{W_{y1}^{an(x)}[(n_0 - 1)T_0]}{\Delta_{an(x)}} + 0.5 \right] \frac{\Delta_{an(x)}}{T_0}, \\ \dot{W}_{z1}^{an(x)}[n_0 T_0] &= \left[ E \left\{ \frac{W_{z1}^{an(x)}[n_0 T_0]}{\Delta_{an(x)}} + 0.5 \right\} - \right. \\ &\quad \left. - E \frac{W_{z1}^{an(x)}[(n_0 - 1)T_0]}{\Delta_{an(x)}} + 0.5 \right] \frac{\Delta_{an(x)}}{T_0}, \end{aligned} \quad (4.10)$$

$\Delta_{an} = \Delta_{ax} = 0.005 \text{ м/с}$ ,

$$\begin{aligned} \mathbf{W}_1^{an(x)}[n_0 T_0] &= \mathbf{W}_1[n_0 T_0] + \omega_1[n_0 T_0] \times \mathbf{r}_1^{an(x)}[n_0 T_0], \\ \mathbf{r}_1^{an(x)}[n_0 T_0] &= \mathbf{r}_b^{an(x)} - \mathbf{r}_b^T[n_0 T_0], \\ \mathbf{r}_b^{an(x)} &= (x_b^{an(x)}, y_b^{an(x)}, z_b^{an(x)})^T, \\ \mathbf{W}_1^{an(x)}[n_0 T_0] &= \\ &= (W_{x1}^{an(x)}[n_0 T_0], W_{y1}^{an(x)}[n_0 T_0], W_{z1}^{an(x)}[n_0 T_0])^T, \\ \mathbf{W}_1(t) &= \int_0^t \dot{\mathbf{W}}_1(t) dt, \\ \dot{\mathbf{W}}_1(t) &= (\dot{W}_{x1}(t), \dot{W}_{y1}(t), \dot{W}_{z1}(t))^T, \\ \dot{\mathbf{W}}_1(t) &= \Pi \frac{\mathbf{F}_1(t)}{m(t)} + \delta \mathbf{W}_1^a, \\ \Pi &= \begin{vmatrix} 1 + k_x & \sigma_z & -\sigma_y \\ -\sigma_z & 1 + k_y & \sigma_x \\ \sigma_y & -\sigma_x & 1 + k_z \end{vmatrix}, \end{aligned}$$

$\delta \mathbf{W}_1^a = (\delta W_{x1}^a, \delta W_{y1}^a, \delta W_{z1}^a)^T$ ,  
где  $\mathbf{F}_1(t) = (F_{x1}(t), F_{y1}(t), F_{z1}(t))^T$  — вектор действующих на РН активных внешних сил, определенный формулой (1.3);  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$ ,  $\sigma_z$  — погрешности установки осей чувствительности акселерометров относительно осей связанной системы координат,  $k_x$ ,  $k_y$ ,  $k_z$  — погрешности масштабных коэффициентов акселерометров;  $\delta W_{x1}^a$ ,  $\delta W_{y1}^a$ ,  $\delta W_{z1}^a$  — смещение нулевых сигналов акселерометров.

## 5. АЛГОРИТМЫ ВЫЧИСЛЕНИЯ УГЛОВ АТАКИ И СКОЛЬЖЕНИЯ РН

Рассмотрим два варианта алгоритмов вычисления ветровых углов атаки и скольжения  $\alpha_w$  и  $\beta_w$ :

- по информации от гироинтеграторов, установленных на гиростабилизаторе,
- по информации от акселерометров, установленных на корпусе РН в приборном и хвостовом отсеках.

5.1. Проекции вектора кажущегося ускорения центра масс РН  $\dot{W}_{y3}^T$ ,  $\dot{W}_{z3}^T$  на оси  $Oy_3$ ,  $Oz_3$  программной системы координат определяются соотношениями

$$\begin{aligned} \dot{W}_{y3}^T &= a_{yy}' W_{y3}^T + a_{y\theta}\theta + a_{y\delta}\delta_\theta + a_{yw}' W_y^B + f_{yn}, \\ \dot{W}_{z3}^T &= a_{zz}' W_{z3}^T + a_{zp}\psi + a_{z\delta}\delta_\psi + a_{zw}' W_z^B + f_{zn}, \end{aligned} \quad (5.1)$$

где  $f_{yn}$ ,  $f_{zn}$  — случайные возмущения, определяемые в основном перекосами вектора тяги двигателей.

Проекции вектора кажущегося ускорения в точке установки гироинтеграторов на указанные выше оси вычисляются по формулам:

$$\begin{aligned} \dot{W}_{y3}^{rc} &= \dot{W}_{y3}^T + x_1^{rc}\ddot{\theta}, \\ \dot{W}_{z3}^{rc} &= \dot{W}_{z3}^T - x_1^{rc}\ddot{\psi}. \end{aligned} \quad (5.2)$$

Угловые ускорения  $\ddot{\theta}$ ,  $\ddot{\psi}$  для (5.2) определяются из уравнений моментов:

$$\begin{aligned} \ddot{\theta} &= a_{\theta y}' W_{y3}^T + a_{\theta\theta}\theta + a_{\theta\delta}\delta_\theta + a_{\theta w}' W_y^B + m_{\theta n}, \\ \ddot{\psi} &= a_{\psi z}' W_{z3}^T + a_{\psi\psi}\psi + a_{\psi\delta}\delta_\psi + a_{\psi w}' W_z^B + m_{\psi n}, \end{aligned} \quad (5.3)$$

где  $m_{\theta n}$ ,  $m_{\psi n}$  — возмущения, определяемые случайнym и систематическим смещением центра тяжести РН, случайнym эксцентриситетом и случайнym перекосом тяги двигателей.

После подстановки (5.1) и (5.3) в (5.2) без учета монтажных погрешностей получим уравнения

$$\begin{aligned}
\dot{W}_{y3}^{\text{RC}} &= b_{yy}' W_{y3}^T + b_{y\theta}\theta + b_{y\delta}\delta_\theta + b_{yw}' W_y^B, \\
\dot{W}_{z3}^{\text{RC}} &= b_{zz}' W_{z3}^T + b_{z\psi}\psi + b_{z\delta}\delta_\psi + b_{zw}' W_z^B, \\
b_{yy}' &= a_{yy}' + x_1^{\text{RC}} a_{\theta y}', \quad b_{zz}' = a_{zz}' - x_1^{\text{RC}} a_{\psi z}', \\
b_{y\theta} &= a_{y\theta} + x_1^{\text{RC}} a_{\theta\theta}, \quad b_{z\psi} = a_{z\psi} - x_1^{\text{RC}} a_{\psi\psi}, \\
b_{y\delta} &= a_{y\delta} + x_1^{\text{RC}} a_{\theta\delta}, \quad b_{z\delta} = a_{z\delta} - x_1^{\text{RC}} a_{\psi\delta}, \\
b_{yw}' &= -b_{yy}', \quad b_{zw}' = -b_{zz}', \\
\alpha_w &= \frac{W_y^B}{V}, \quad \beta_w = -\frac{W_z^B}{V}.
\end{aligned} \tag{5.4}$$

Указанные выше неучтенные возмущения от монтажных погрешностей приводят к ошибке оценки параметров  $|q\alpha|$ ,  $|q\beta|$  не более 2000 кгс·м<sup>-2</sup>град.

Оценки ветровых углов атаки и скольжения будем определять по алгоритмам, полученным на основе уравнений (5.4):

$$\begin{aligned}
\tilde{\alpha}_w[n_0 T_0] &= \\
&= \frac{1}{b_{yw}[n_0 T_0] V[n_0 T_0]} (\dot{W}_{y3}^{\text{RC}}[n_0 T_0] - \dot{W}_{y3}^p[n_0 T_0]), \\
\dot{W}_{y3}^p[n_0 T_0] &= b_{yy}'[n_0 T_0] W_{y3}^T[n_0 T_0] + \\
&+ b_{y\theta}[n_0 T_0]\theta[n_0 T_0] + b_{y\delta}[n_0 T_0]\delta_\theta[n_0 T_0], \\
\tilde{\beta}_w[n_0 T_0] &= \\
&= \frac{-1}{b_{zw}[n_0 T_0] V[n_0 T_0]} (\dot{W}_{z3}^{\text{RC}}[n_0 T_0] - \dot{W}_{z3}^p[n_0 T_0]), \\
\dot{W}_{z3}^p[n_0 T_0] &= b_{zz}'[n_0 T_0] W_{z3}^T[n_0 T_0] + \\
&+ b_{z\psi}[n_0 T_0]\psi[n_0 T_0] + b_{z\delta}[n_0 T_0]\delta_\psi[n_0 T_0], \\
W_{y3}^T[n_0 T_0] &= V_{y3}^*[n_0 T_0] - x_1^{\text{RC}}[n_0 T_0]\dot{\theta}_\phi[n_0 T_0], \\
W_{z3}^T[n_0 T_0] &= V_{z3}^*[n_0 T_0] + x_1^{\text{RC}}[n_0 T_0]\dot{\psi}_\phi[n_0 T_0].
\end{aligned} \tag{5.5}$$

Углы поворота управляющих органов  $\delta_\theta[n_0 T_0]$ ,  $\delta_\psi[n_0 T_0]$  в каналах тангажа и рыскания определяются приближенными дискретными математическими моделями рулевого привода

$$\begin{aligned}
\delta_\theta[n_0 T_0] &= C_{\phi\varepsilon}\varepsilon_{\theta y}[n_0 T_0] + (1 - C_{\phi\varepsilon})\delta_\theta[(n_0 - 1)T_0], \\
\delta_\psi[n_0 T_0] &= C_{\phi\varepsilon}\varepsilon_{\psi y}[n_0 T_0] + (1 - C_{\phi\varepsilon})\delta_\psi[(n_0 - 1)T_0], \\
C_{\phi\varepsilon} &= 0.25.
\end{aligned} \tag{5.6}$$

Переменные параметры в (5.5)

$V[n_0 T_0]$ ,  $\dot{W}_{y3}^{\text{RC}}[n_0 T_0]$ ,  $\theta[n_0 T_0]$ ,  $\dot{W}_{z3}^{\text{RC}}[n_0 T_0]$ ,  $\psi[n_0 T_0]$  вычисляются по алгоритмам, приведенным в разд. 4.

Переменные коэффициенты в (5.5):

$$\begin{aligned}
b_{yw}'[n_0 T_0], b_{yy}'[n_0 T_0], b_{y\theta}[n_0 T_0], b_{y\delta}[n_0 T_0], x_1^{\text{RC}}[n_0 T_0], \\
b_{zw}'[n_0 T_0], b_{zz}'[n_0 T_0], b_{z\psi}[n_0 T_0], b_{z\delta}[n_0 T_0]
\end{aligned}$$

вычисляются в БЦВМ по расчетным значениям тяги двигателей, аэродинамических, массово-инерционных и геометрических характеристик РН с учетом результатов решения навигационной задачи и с учетом информации с выхода системы управления расходом топлива.

Оценка полных поточных углов атаки и скольжения определяется алгоритмом

$$\begin{aligned}
\tilde{\alpha}_w[n_0 T_0] &= \theta[n_0 T_0] + \alpha_w[n_0 T_0] + \tilde{\alpha}_w[n_0 T_0], \\
\tilde{\beta}_w[n_0 T_0] &= \psi[n_0 T_0] + \beta_w[n_0 T_0] + \tilde{\beta}_w[n_0 T_0].
\end{aligned} \tag{5.7}$$

5.2. Далее рассмотрим вариант формул для вычисления углов атаки и скольжения по информации от акселерометров, установленных на корпусе РН в приборном и хвостовом отсеках. Этот вариант был реализован в контуре разгрузки корпуса РН «Энергия», где при полете первой ступени поворот 20 камер сгорания двигателей в карданном подвесе производится 40 рулевыми приводами. Математическую модель всех 40 рулевых приводов типа алгоритма (5.6) реализовать очень сложно.

Проекции вектора кажущегося ускорения в точках установки акселерометров на корпусе РН определяются формулами

$$\dot{W}_{y1}^{\text{ap(x)}} = \dot{W}_{y1}^T + x_1^{\text{ap(x)}}\ddot{\theta}, \tag{5.8}$$

$$\dot{W}_{z1}^{\text{ap(x)}} = \dot{W}_{z1}^T - x_1^{\text{ap(x)}}\ddot{\psi}, \tag{5.9}$$

$$\begin{aligned}
\dot{W}_{y1}^T &= \frac{Y_1^\alpha}{m}\alpha + \frac{P_{\text{upr}}^y}{2m}\delta_\theta + f_{yn}, \\
\dot{W}_{z1}^T &= -\frac{Z_1^\beta}{m}\beta - \frac{P_{\text{upr}}^z}{2m}\delta_\psi + f_{zn},
\end{aligned} \tag{5.10}$$

$$\begin{aligned}
\ddot{\theta} &= \frac{Y_1^\alpha x_1^d}{J_z}\alpha + \frac{P_{\text{upr}}^y x_1^p}{2J_z}\delta_\theta + m_{\theta\text{п}}, \\
\ddot{\psi} &= \frac{Z_1^\beta x_1^d}{J_y}\beta + \frac{P_{\text{upr}}^z x_1^p}{2J_y}\delta_\psi + m_{\psi\text{п}}.
\end{aligned} \tag{5.11}$$

После подстановки (5.10) и (5.11) в (5.8) и (5.9) без учета монтажных погрешностей получим две системы линейных алгебраических уравнений с двумя парами неизвестных ( $\alpha$ ,  $\delta\theta$ ) и ( $\beta$ ,  $\delta\psi$ ):

$$\begin{cases}
\left(\frac{1}{m} + \frac{x_1^{\text{ap}} x_1^d}{J_z}\right) Y_1^\alpha \alpha + \left(\frac{1}{m} + \frac{x_1^{\text{ap}} x_1^p}{J_z}\right) \frac{P_{\text{upr}}^y}{2} \delta_\theta = \dot{W}_{y1}^{\text{ax}}, \\
\left(\frac{1}{m} + \frac{x_1^{\text{ax}} x_1^d}{J_z}\right) Y_1^\alpha \alpha + \left(\frac{1}{m} + \frac{x_1^{\text{ax}} x_1^p}{J_z}\right) \frac{P_{\text{upr}}^z}{2} \delta_\theta = \dot{W}_{y1}^{\text{an}},
\end{cases} \tag{5.12}$$

$$\begin{cases} \left( \frac{1}{m} + \frac{x_1^{\text{an}} x_1^{\text{d}}}{J_y} \right) Z_{\text{lf}}^{\beta} \beta + \left( \frac{1}{m} + \frac{x_1^{\text{an}} x_1^{\text{p}}}{J_y} \right) \frac{P^{\text{упр}}}{2} \delta_{\psi} = -\dot{W}_{\text{z1}}^{\text{an}}, \\ \left( \frac{1}{m} + \frac{x_1^{\text{ax}} x_1^{\text{d}}}{J_y} \right) Z_{\text{lf}}^{\beta} \beta + \left( \frac{1}{m} + \frac{x_1^{\text{ax}} x_1^{\text{p}}}{J_y} \right) \frac{P^{\text{упр}}}{2} \delta_{\psi} = -\dot{W}_{\text{z1}}^{\text{ax}}. \end{cases} \quad (5.13)$$

Указанные выше неучтенные возмущения от монтажных погрешностей приводят к ошибке оценки параметров  $|q\alpha|$ ,  $|q\beta|$  для РН «Циклон» не более  $500 \text{ кгс}\cdot\text{м}^{-2}$  град (в этом случае эта ошибка не зависит от перекоса вектора тяги).

Из систем уравнений (5.12) и (5.13) будем оценивать только углы  $\tilde{\alpha}$  и  $\tilde{\beta}$ , так как оценки  $\tilde{\delta}_{\theta}$  и  $\tilde{\delta}_{\psi}$  не нужны. Решив системы уравнений (5.12), (5.13), получаем:

$$\begin{aligned} \tilde{\alpha} &= C_{\alpha}^{\text{n}} \dot{W}_{\text{y1}}^{\text{an}} + C_{\alpha}^{\text{x}} \dot{W}_{\text{y1}}^{\text{ax}}, \\ C_{\alpha}^{\text{n(x)}} &= -\frac{J_z + m x_1^{\text{ax(n)}} x_1^{\text{p}}}{(x_1^{\text{an}} - x_1^{\text{ax}})(x_1^{\text{d}} - x_1^{\text{p}}) Y_1^{\alpha}}, \\ \tilde{\beta} &= C_{\beta}^{\text{n}} \dot{W}_{\text{z1}}^{\text{an}} + C_{\beta}^{\text{x}} \dot{W}_{\text{z1}}^{\text{ax}} + \Delta \beta_c, \\ C_{\beta}^{\text{n(x)}} &= -\frac{J_y + m x_1^{\text{ax(n)}} x_1^{\text{p}}}{(x_1^{\text{an}} - x_1^{\text{ax}})(x_1^{\text{d}} - x_1^{\text{p}}) Z_1^{\beta}}. \end{aligned} \quad (5.14) \quad (5.15)$$

Если учесть, что в силу симметрии РН  $J_y = J_z$  и  $Y_1^{\alpha} = Z_1^{\beta}$ , то из (5.14) и (5.15) получим  $C_{\beta}^{\text{n}} = -C_{\alpha}^{\text{n}}$ ,  $C_{\beta}^{\text{x}} = -C_{\alpha}^{\text{x}}$ , которые вычисляются в БЦВМ по расчетным аэродинамическим, массово-инерционным и геометрическим характеристикам РН с учетом результатов решения навигационной задачи и информации с выхода системы управления расходом топлива.

**5.3.** В обоих вариантах вычисления углов атаки и скольжения для уменьшения влияния колебаний свободных поверхностей жидкости в баках и упругих колебаний конструкции РН оценки ветровых составляющих углов атаки  $\tilde{\alpha}_w[n_0 T_0]$  и скольжения  $\tilde{\beta}_w[n_0 T_0]$  преобразуются дискретными фильтрами:

$$\begin{aligned} \tilde{\alpha}_{w\Phi}[n_0 T_0] &= a_{w\Phi} \sum_{i=0}^k a_{wi} \tilde{\alpha}_w[(n_0 - i)T_0] - \\ &\quad - \sum_{j=1}^k b_{wj} \tilde{\beta}_{w\Phi}[(n_0 - j)T_0], \\ \tilde{\beta}_{w\Phi}[n_0 T_0] &= \\ &= a_{w\Phi} \sum_{i=0}^k a_{wi} \tilde{\beta}_w[(n_0 - i)T_0] - \sum_{j=1}^k b_{wj} \tilde{\beta}_{w\Phi}[(n_0 - j)T_0]. \end{aligned} \quad (5.16)$$

Амплитудно-частотная характеристика фильтра приведена на рис. 2.

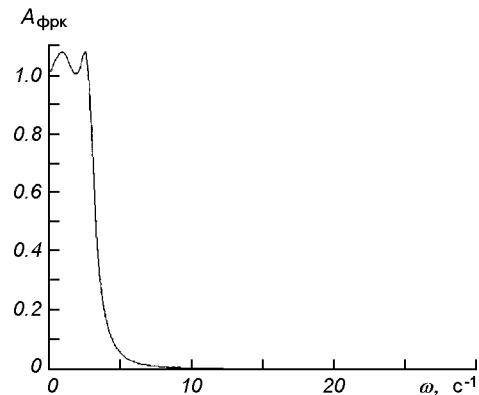


Рис. 2. Амплитудная характеристика дискретного фильтра

**5.4.** Приемлемая точность оценок ветровых углов скольжения (атаки)  $\tilde{\beta}_{w\Phi}[n_0 T_0]$  ( $\tilde{\alpha}_{w\Phi}[n_0 T_0]$ ) РН «Циклон» иллюстрируется рис. 3 (оценка с помощью алгоритмов (5.5)) и рис. 4 (оценка с помощью формул (3.26), (5.14), (5.15)); в обоих случаях производится фильтрация оценок по алгоритму (5.16)). На этих рисунках сплошной линией приведен график изменения заданного при моделировании движения РН ветрового угла атаки  $\beta_w = -W_z^B(h)/V$  при действии профиля ветра, приведенного на рис. 7 с азимутом  $A_w = -90^\circ$ .

На рис. 3 пунктирной линией показан график оценки угла скольжения, полученной по информа-

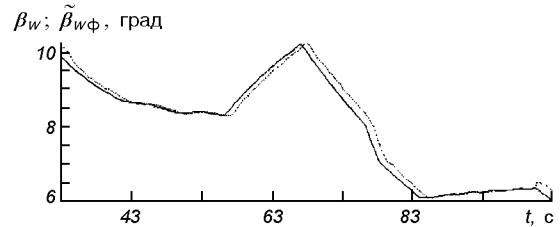


Рис. 3. Ветровой угол скольжения  $\beta_w$  и его оценка  $\tilde{\beta}_{w\Phi}$  по информации, полученной от гироинтеграторов « $\alpha$ », « $\beta$ », « $\gamma$ »

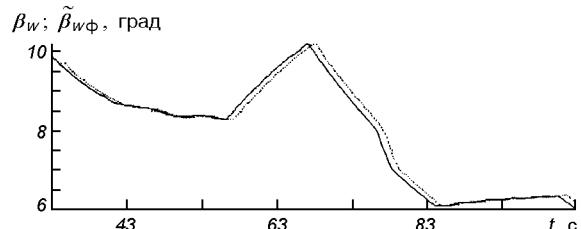


Рис. 4. Ветровой угол скольжения  $\beta_w$  и его оценка  $\tilde{\beta}_{w\Phi}$  по информации, полученной от акселерометров приборного и хвостового отсеков РН

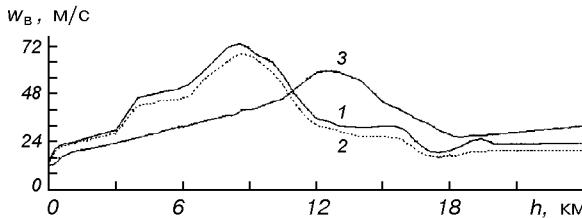


Рис. 5. Функции скорости ветра от высоты при пуске РН «Энергия» 15.11.88 г.

ции от гироинтеграторов на гиростабилизаторе, на рис. 4 — график оценки этого же угла по информации от акселерометров, установленных в приборном и хвостовом отсеках РН «Циклон».

На рис. 5 сплошной линией 1 показано изменение скорости ветра по высоте, измеренное зондом во время полета первой ступени РН «Энергия» с орбитальным кораблем «Буран» 15.11.88 г.; пунктирная линия 2 — оценка этой же скорости ветра в БЦВМ по информации с выхода акселерометров, установленных в приборном и хвостовом отсеках РН; сплошная линия 3 — огибающая скорости ветра по высоте, определенной методикой ЦНИИМАШ для разработки системы стабилизации РН «Энергия».

## 6. АЛГОРИТМЫ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РН

Алгоритмы формирования управляемых сигналов для алгоритма (3.28) до начала работы контура разгрузки корпуса на интервале времени  $n_0^{\text{kp}} < n_0 \leq n_0^{\text{hp}}$  имеют вид

$$\varepsilon_{\varphi y}[n_0 T_0] = \varepsilon_\varphi[n_0 T_0],$$

$$\varepsilon_{\psi y}[n_0 T_0] = \varepsilon_\psi[n_0 T_0] + \varepsilon_{\text{PHC}}[n_0 T_0], \quad (6.1)$$

$$\varepsilon_{\theta y}[n_0 T_0] = \varepsilon_\theta[n_0 T_0] + \varepsilon_{\text{PHC}}[n_0 T_0] + \delta\theta_k[n_0 T_0],$$

$$\varepsilon_{\text{PHC}}[n_0 T_0] = k_\theta[n_0 T_0] k_{\alpha y}[n_0 T_0] \alpha_y[n_0 T_0],$$

$$\varepsilon_{\text{PHC}}[n_0 T_0] = k_\psi[n_0 T_0] k_{\beta z}[n_0 T_0] \beta_z[n_0 T_0], \quad (6.2)$$

$$k_{\alpha y}[n_0 T_0] = k_{m\alpha} k_{\alpha y}^{\text{oc}}[n_0 T_0],$$

$$k_{\beta z}[n_0 T_0] = k_{m\beta} k_{\beta z}^{\text{oc}}[n_0 T_0],$$

где  $k_{\beta z}^{\text{oc}}[n_0 T_0] = k_{\alpha y}^{\text{oc}}[n_0 T_0]$ , определены формулой (8.13) в разд. 8;  $0 \leq k_{m\alpha} = k_{m\beta} < 1$  — масштабные постоянные коэффициенты усиления. (Переходные процессы стабилизации в разд. 9 приведены при  $k_{m\alpha} = k_{m\beta} = 0$ ).

Алгоритмы вычисления управляемых сигналов контура угловой стабилизации на интервале  $n_0^{\text{kp}} < n_0 \leq n_0^{\text{hp}}$  имеют вид

$$\begin{aligned} \varepsilon_\varphi[n_0 T_0] &= k_\varphi[n_0 T_0] \varphi_\Phi[n_0 T_0] + k_{\dot{\varphi}}[n_0 T_0] \dot{\varphi}_\Phi[n_0 T_0], \\ \varepsilon_\psi[n_0 T_0] &= k_\psi[n_0 T_0] \psi_\Phi[n_0 T_0] + k_{\dot{\psi}}[n_0 T_0] \dot{\psi}_\Phi[n_0 T_0], \\ \varepsilon_\theta[n_0 T_0] &= k_\theta[n_0 T_0] \{ \theta_\Phi[n_0 T_0] - \alpha_{\text{np}}[n_0 T_0] \} + \\ &+ k_\theta[n_0 T_0] \dot{\theta}_\Phi[n_0 T_0]. \end{aligned} \quad (6.3)$$

Алгоритмы дискретных корректирующих фильтров и алгоритмы вычисления производных от углов на интервале времени  $n_0^{\text{kp}} < n_0 \leq n_0^{\text{BPD}}$  имеют вид

$$\begin{aligned} \varphi_\Phi[n_0 T_0] &= a_\varphi \sum_{i=0}^4 a_{\varphi i} \varphi[(n_0 - i)T_0] - \\ &- \sum_{j=1}^4 b_{\varphi j} \varphi[(n_0 - j)T_0], \\ \psi_\Phi[n_0 T_0] &= a_\psi \sum_{i=0}^4 a_{\psi i} \psi[(n_0 - i)T_0] - \\ &- \sum_{j=1}^4 b_{\psi j} \psi[(n_0 - j)T_0], \\ \theta_\Phi[n_0 T_0] &= a_\theta \sum_{i=0}^4 a_{\theta i} \theta[(n_0 - i)T_0] - \\ &- \sum_{j=1}^4 b_{\theta j} \theta[(n_0 - j)T_0], \\ \dot{\varphi}_\Phi[n_0 T_0] &= \frac{1}{T_0} (\varphi_\Phi[n_0 T_0] - \varphi_\Phi[(n_0 - 1)T_0]), \\ \dot{\psi}_\Phi[n_0 T_0] &= \frac{1}{T_0} (\psi_\Phi[n_0 T_0] - \psi_\Phi[(n_0 - 1)T_0]), \\ \dot{\theta}_\Phi[n_0 T_0] &= \frac{1}{T_0} (\theta_\Phi[n_0 T_0] - \theta_\Phi[(n_0 - 1)T_0]). \end{aligned} \quad (6.4)$$

Отметим, что при описанных алгоритмах регулирования и  $0 \leq k_{m\alpha} < 1$ ,  $0 \leq k_{m\beta} < 1$ , РН успевает к моменту времени  $t^{\text{hp}}$  набрать скорость в сторону ветра, что облегчает решение задачи разгрузки корпуса. При этом логика работы контура разгрузки корпуса строится так, чтобы вести регулирование по углам атаки и скольжения, определяемым разностью скорости ветра и скорости центра масс РН на момент включения контура разгрузки корпуса, этим как бы уменьшается скорость ветра, действующая на РН.

С учетом этой логики составляющие сигналов управления по углам атаки и скольжения в (3.27) на интервале времени  $n_0^{\text{hp}} < n_0 \leq n_0^{\text{kp}}$  вычисляются по алгоритмам

$$\begin{aligned}
& \varepsilon_\alpha[n_0T_0] = k_\theta[n_0T_0]\{\tilde{\alpha}_{w\phi}[n_0T_0] + \\
& + (1 - k_{\alpha y}[n_0T_0])\alpha_{\dot{y}}^{np}[n_0T_0] + k_{\alpha y}[n_0T_0]\alpha_{\dot{y}}[n_0T_0]\}, \\
& \varepsilon_\beta[n_0T_0] = k_\psi[n_0T_0]\{\tilde{\beta}_{w\phi}[n_0T_0] + \\
& +(1 - k_{\beta z}[n_0T_0])\beta_z^{np}[n_0T_0] + k_{\beta z}[n_0T_0]\beta_z[n_0T_0]\}, \\
& \alpha_{\dot{y}}^{np}[n_0T_0] = -\frac{V_{y3}^*[n_0^{hp}T_0]}{V[n_0T_0]}, \\
& \beta_z^{np}[n_0T_0] = \frac{V_{z3}^*[n_0^{hp}T_0]}{V[n_0T_0]},
\end{aligned} \tag{6.5}$$

где  $k_{\alpha y}[n_0T_0] = k_{\beta z}[n_0T_0] = k_{\alpha\beta}k_{\beta z}^{oc}[n_0T_0]$ ,  $k_{\alpha\beta} = 0.8$ .

В момент окончания работы контура разгрузки корпуса ( $t^{kp} = 103.2$  с) проекции скорости центра масс РН оси  $Oy_3$ ,  $Oz_3$  программной системы координат могут достигать значений  $|\delta W_{PH}(t^{kp})| \leq 30$  м/с,  $|\delta W_{PH}(t^{kp})| \leq 40$ /с. К моменту начала механического разделения первой и второй ступеней ( $t^{BMD1} = 123.8$  с) необходимо выполнить следующие ограничения на параметры движения РН:

по углам —

$$|\varphi| \leq 1 \text{ град}, |\psi| \leq 1 \text{ град}, |\theta| \leq 1 \text{ град};$$

по угловым скоростям —

$$|\omega_{x1}| \leq 0.3 \text{ град/с}, \quad |\omega_{y1}| \leq 0.5 \text{ град/с},$$

$$|\omega_{z1}| \leq 0.5 \text{ град/с};$$

по нормальной и боковой составляющим скорости центра масс РН —

$$|V_{y3}^*| \leq 4 \text{ м/с}, |V_{z3}^*| \leq 4 \text{ м/с}.$$

Таким образом, за интервал времени  $\Delta t = 20.6$  с необходимо отрегулировать на нулевые значения сравнительно большие составляющие скорости центра масс РН  $V_{y3}^*(t^{kp})$  и  $V_{z3}^*(t^{kp})$ , а также выполнить остальные весьма жесткие ограничения на параметры движения в конце этого интервала.

Эта задача решается комбинированным регулированием по разомкнутой и замкнутой схемам:

— регулированием по разомкнутой схеме по программным углам поворота управляющих органов РН в каналах тангажа и рыскания;

— регулированием по замкнутой схеме по отклонениям фазовых координат РН от их программных значений, определенных упомянутыми выше программными поворотами управляющих органов.

Алгоритмы формирования управляющих сигналов для алгоритмов (3.28) от момента  $t^{kp}$  выключения контура разгрузки корпуса до момента  $t^{BMD1}$  подачи команды на выключение маршевого двигателя имеют вид при  $t^{kp} < t \leq t^{BMD1}$ , где  $t^{kp} = n_0^{kp}T_0$ ,  $t^{BMD1} = n_0^{BMD1}T_0$ :

$$\begin{aligned}
& \varepsilon_\varphi[n_0T_0] = \varepsilon_\varphi[n_0T_0], \\
& \varepsilon_\psi[n_0T_0] = \varepsilon_\psi[n_0T_0] + \varepsilon_{PBC}[n_0T_0] + \delta\psi_{np}[n_0T_0], \\
& \varepsilon_\theta[n_0T_0] = \varepsilon_\theta[n_0T_0] + \varepsilon_{PHC}[n_0T_0] + \\
& + \delta\theta_{np}[n_0T_0] + \delta\theta_k[n_0T_0], \\
& \varepsilon_\psi[n_0T_0] = k_\psi[n_0T_0](\psi_\phi[n_0T_0] - \psi_{np}[n_0T_0]) + \\
& + k_\psi[n_0T_0](\dot{\psi}_\phi[n_0T_0] - \dot{\psi}_{np}[n_0T_0]), \\
& \varepsilon_\theta[n_0T_0] = k_\theta[n_0T_0](\theta_\phi[n_0T_0] - \\
& - \alpha_{np}[n_0T_0] - \theta_{np}[n_0T_0]),
\end{aligned} \tag{6.6}$$

$$\begin{aligned}
& \varepsilon_{PBC}[n_0T_0] = -k_\psi[n_0T_0]k_{PBC}(V_{z3}^*[n_0T_0] - \dot{z}_{np}^{rc}[n_0T_0]), \\
& \varepsilon_{PHC}[n_0T_0] = k_\theta[n_0T_0]k_{PHC}(V_{y3}^*[n_0T_0] - \dot{y}_{np}^{rc}[n_0T_0]).
\end{aligned} \tag{6.7}$$

Перейдем к алгоритмам формирования указанных в (6.5) — (6.8) программных функций  $\delta\psi_{np}[n_0T_0]$ ,  $\delta\theta_{np}[n_0T_0]$ ,  $\psi_{np}[n_0T_0]$ ,  $\theta_{np}[n_0T_0]$ ,  $\dot{\psi}_{np}[n_0T_0]$ ,  $\dot{\theta}_{np}[n_0T_0]$ ,  $\dot{y}_{np}[n_0T_0]$ ,  $\dot{z}_{np}[n_0T_0]$ .

При разработке этих алгоритмов аэродинамические силы и моменты не учитываются из-за малости скоростного напора при полете РН на этом интервале времени.

В этом случае уравнения программного движения РН записываются в виде

$$\begin{aligned}
& \ddot{y}_{np} = a_{y\theta}\theta_{np} + a_{y\delta}\delta\theta_{np}, \\
& \ddot{\theta}_{np} = a_{\theta\delta}\delta\theta_{np}, \\
& \ddot{z}_{np} = a_{z\psi}\psi_{np} + a_{z\delta}\delta\psi_{np}, \\
& \ddot{\psi}_{np} = a_{\psi\delta}\delta\psi_{np}. \\
& a_{z\delta} = -\frac{P^m + P^{ynp}}{m}, \quad a_{y\theta} = -a_{z\psi}, \\
& a_{z\delta} = -\frac{P^{ynp}}{2m}, \quad a_{y\delta} = -a_{z\delta}, \\
& a_{\psi\delta} = a_{\psi\delta} = \frac{P^{ynp}(x_b^p - x_b^T)}{2J_y}, \\
& x_b^p - x_b^T < 0.
\end{aligned} \tag{6.9}$$

Введем в рассмотрение нормированные функции, которые вычисляются при  $n_0^{kp} < n_0 \leq n_0^{BMD1}$  по алгоритмам

$$\dot{y}[n_0T_0] = \begin{cases} 1 & \text{при } n_0^{kp} < n_0 \leq n_{01}, \\ -1 & \text{при } n_{01} < n_0 \leq n_{03}, \\ 1 & \text{при } n_{03} < n_0 \leq n_0^{BMD1}, \end{cases} \tag{6.10}$$

где  $n_{01} = n_0^{kp} + \Delta n_0$ ,  $n_{02} = n_{01} + \Delta n_0$ ,  $n_{03} = n_{02} + \Delta n_0$ ,  $n_0^{BMD1} = n_{03} + \Delta n_0$ ,  $\Delta n_0 = 70$ ,  $\Delta t_0 = 70T_0 = 3.5$  с,

$$\begin{aligned}\dot{\gamma}[n_0 T_0] &= \dot{\gamma}[(n_0 - 1)T_0] + T_0 \ddot{\gamma}[n_0 T_0], \\ \gamma[n_0 T_0] &= \gamma[(n_0 - 1)T_0] + \\ &+ (T_0/2)(\dot{\gamma}[n_0 T_0] + \dot{\gamma}[(n_0 - 1)T_0]), \quad (6.11) \\ S_\gamma[n_0 T_0] &= S_\gamma[(n_0 - 1)T_0] + \\ &+ (T_0/2)(\gamma[n_0 T_0] + \gamma[(n_0 - 1)T_0]), \\ \text{при } n_0 &= n_0^{\text{kp}} + 1 \\ \dot{\gamma}[(n_0 - 1)T_0] &= 0, \quad \gamma[(n_0 - 1)T_0] = 0, \\ S_\gamma[(n_0 - 1)T_0] &= 0.\end{aligned}$$

При постоянных параметрах РН после момента времени  $t = t^{\text{kp}}$  программные функции вычислялись бы по алгоритмам

$$\begin{aligned}\delta\psi_{\text{np}}^*[n_0 T_0] &= C_\psi[n_0^{\text{kp}} T_0] \dot{\psi}[n_0 T_0], \\ \dot{\psi}_{\text{np}}^*[n_0 T_0] &= C_\psi[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\psi\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] \dot{\gamma}[n_0 T_0], \quad (6.12) \\ \psi_{\text{np}}^*[n_0 T_0] &= C_\psi[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\psi\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] \gamma[n_0 T_0], \\ \dot{z}_{\text{np}}^*[n_0 T_0] &= V_{z3}^*[n_0^{\text{kp}} T_0] - \\ &- C_\psi[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{z\psi}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\psi\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] S_\gamma[n_0 T_0] + \\ &+ C_\psi[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{z\psi}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\psi\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{z\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] \dot{\gamma}[n_0 T_0], \\ \dot{z}_{\text{np}}^{*\text{RC}}[n_0 T_0] &= \dot{z}_{\text{np}}^*[n_0 T_0] - x_1^{\text{RC}}[n_0^{\text{kp}} T_0] \dot{\psi}_{\text{np}}^*[n_0 T_0], \\ \delta\theta_{\text{np}}^*[n_0 T_0] &= C_\theta[n_0^{\text{kp}} T_0] \ddot{\gamma}[n_0 T_0], \\ \dot{\theta}_{\text{np}}^*[n_0 T_0] &= C_\theta[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\theta\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] \dot{\gamma}[n_0 T_0], \quad (6.13)\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\dot{y}_{\text{np}}^*[n_0 T_0] &= V_{y3}^*[n_0^{\text{kp}} T_0] + \\ &+ C_\theta[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{y\theta}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\theta\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] S_\gamma[n_0 T_0] + \\ &+ C_\theta[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{y\theta}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\theta\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{y\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] \dot{\gamma}[n_0 T_0], \\ \dot{y}_{\text{np}}^{*\text{RC}}[n_0 T_0] &= \dot{y}_{\text{np}}^*[n_0 T_0] + x_1^{\text{RC}}[n_0^{\text{kp}} T_0] \dot{\theta}_{\text{np}}^*[n_0 T_0].\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}a_{y\theta}[n_0 T_0] &= -a_{z\psi}[n_0 T_0] = \frac{P^{\text{M}}[n_0 T_0] + P^{\text{yNP}}[n_0 T_0]}{m[n_0 T_0]}, \\ a_{y\delta}[n_0 T_0] &= -a_{z\delta}[n_0 T_0] = \frac{P^{\text{yNP}}[n_0 T_0]}{m[n_0 T_0]}, \quad (6.14)\end{aligned}$$

$$C_\psi[n_0^{\text{kp}} T_0] = \frac{-V_{z3}^*[n_0^{\text{kp}} T_0]}{2a_{z\psi}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\psi\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] \Delta t_0^3},$$

$$C_\theta[n_0^{\text{kp}} T_0] = \frac{-V_{y3}^*[n_0^{\text{kp}} T_0]}{2a_{y\theta}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\theta\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] \Delta t_0^3},$$

где  $m[n_0 T_0]$ ,  $P^{\text{M}}[n_0 T_0]$ ,  $P^{\text{yNP}}[n_0 T_0]$  определены формулами (1.1), (1.5), (1.8) разд. 1.1 при номинальных параметрах РН с учетом работы системы навигации и системы расходом топлива.

Формулы (6.14) для  $C_\psi[n_0^{\text{kp}} T_0]$  и  $C_\theta[n_0^{\text{kp}} T_0]$  получены из условия набора при программном движении за время  $\Delta t = t^{\text{ВМДI}} - t^{\text{kp}}$  скоростей  $V_{z3}^*[n_0^{\text{kp}} T_0]$  и  $V_{y3}^*[n_0^{\text{kp}} T_0]$ .

С учетом переменности параметров РН на интервале времени  $t^{\text{kp}} < t \leq t^{\text{ВМДI}}$  программные функции нужно вычислять по алгоритмам

$$\begin{aligned}\delta\psi_{\text{np}}[n_0 T_0] &= \delta\psi_{\text{np}}^*[n_0 T_0] \frac{a_{z\psi}[n_0^{\text{kp}} T_0]}{a_{z\psi}[n_0 T_0]}, \\ \dot{\psi}_{\text{np}}[n_0 T_0] &= \dot{\psi}_{\text{np}}^*[n_0 T_0] \frac{a_{z\psi}[n_0^{\text{kp}} T_0]}{a_{z\psi}[n_0 T_0]}, \\ \psi_{\text{np}}[n_0 T_0] &= \psi_{\text{np}}^*[n_0 T_0] \frac{a_{z\psi}[n_0^{\text{kp}} T_0]}{a_{z\psi}[n_0 T_0]}, \\ \dot{z}_{\text{np}}[n_0 T_0] &= V_{z3}^*[n_0^{\text{kp}} T_0] - \end{aligned} \quad (6.15)$$

$$-C_\psi[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{z\psi}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\psi\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] S_\gamma[n_0 T_0] +$$

$$+ C_\psi[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{z\psi}[n_0 T_0] \frac{a_{z\psi}[n_0^{\text{kp}} T_0]}{a_{z\psi}[n_0 T_0]} \dot{\gamma}[n_0 T_0],$$

$$\dot{z}_{\text{np}}^{\text{RC}}[n_0 T_0] = \dot{z}_{\text{np}}[n_0 T_0] - x_1^{\text{RC}}[n_0 T_0] \dot{\psi}_{\text{np}}[n_0 T_0],$$

$$\delta\theta_{\text{np}}[n_0 T_0] = \delta\theta_{\text{np}}^*[n_0 T_0] \frac{a_{y\theta}[n_0^{\text{kp}} T_0]}{a_{y\theta}[n_0 T_0]},$$

$$\dot{\theta}_{\text{np}}[n_0 T_0] = \dot{\theta}_{\text{np}}^*[n_0 T_0] \frac{a_{y\theta}[n_0^{\text{kp}} T_0]}{a_{y\theta}[n_0 T_0]},$$

$$\theta_{\text{np}}[n_0 T_0] = \theta_{\text{np}}^*[n_0 T_0] \frac{a_{y\theta}[n_0^{\text{kp}} T_0]}{a_{y\theta}[n_0 T_0]}, \quad (6.16)$$

$$\dot{y}_{\text{np}}[n_0 T_0] = V_{y3}^*[n_0^{\text{kp}} T_0] +$$

$$+ C_\theta[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{y\theta}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\theta\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] S_\gamma[n_0 T_0] +$$

$$+ C_\theta[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{y\theta}[n_0 T_0] \frac{a_{y\theta}[n_0^{\text{kp}} T_0]}{a_{y\theta}[n_0 T_0]} \dot{\gamma}[n_0 T_0],$$

$$\dot{y}_{\text{np}}^{\text{RC}}[n_0 T_0] = \dot{y}_{\text{np}}[n_0 T_0] - x_1^{\text{RC}}[n_0 T_0] \dot{\theta}_{\text{np}}[n_0 T_0].$$

Алгоритмы системы стабилизации первой ступени РН на интервале времени  $t^{\text{kp}} < t \leq t^{\text{ВРДI}}$  (от момента подачи команды на выключение маршевого двигателя первой ступени до момента подачи команды на выключение рулевого двигателя первой ступени) отличаются от (6.1) тем, что в этом случае

$$\begin{aligned}\varepsilon_{\text{РБС}}[n_0 T_0] &= \varepsilon_{\text{РНС}}[n_0 T_0] = \delta \psi_{\text{пп}}[n_0 T_0] = \\&= \delta \theta_{\text{пп}}[n_0 T_0] = \psi_{\text{пп}}[n_0 T_0] = \theta_{\text{пп}}[n_0 T_0] = \\&= \dot{\psi}_{\text{пп}}[n_0 T_0] = \dot{\theta}_{\text{пп}}[n_0 T_0] = 0.\end{aligned}$$

На этом интервале времени длительностью  $\Delta t = 6.3$  с скорость центра масс не регулируется, и вследствие этого быстрее затухает переходный процесс в угловом движении после описанных выше программных угловых маневров РН и выключения маршевого двигателя.

## 7. ПРЕДСТАРТОВОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ РН С УЧЕТОМ ЗОНДИРОВАНИЯ ВЕТРА

Превышение значений скорости прозондированного ветра, оговоренных в методике его учета, не является достаточным условием для принятия решения об отмене пуска РН, которому предшествовала дорогостоящая подготовка.

Примером этого служит успешный полет РН «Энергия» с орбитальным кораблем «Буран» 15.11.88 г., несмотря на то, что по результатам зондирования атмосферы за 1.5 часа до пуска скорость ветра (кривая 1 на рис. 5) была значительно больше огибающей, приведенной в методике учета ветра (кривая 3). Командир метеослужбы за два часа до пуска РН «Энергия» доложил по уставу начальнику полигона «Байконур» о штормовой обстановке.

Для уменьшения вероятности неоправданной отмены пуска при аномальных скоростях ветра в технологию предстартовой подготовки РН «Энергия» были введены следующие работы:

- в течение последних суток перед стартом каждые 3 часа производилось зондирование атмосферы с целью измерения скорости ветра;
- информация о скорости ветра вводилась в наземную ЭВМ, с помощью которой специалисты НПО «Электроприбор» (ХАРПРОН) производили цифровое моделирование движения РН с использованием результатов зондирования;
- полученные при этом моделировании величины параметров  $|q\alpha|$ ,  $|q\beta|$  сообщались Техническому руководителю пуска для принятия решения о проведении дальнейших работ.

Как указывалось выше, Технический руководитель принял решение о пуске РН «Энергия», несмотря на значительное превышение значениями прозондированной за 1.5 часа до старта скорости ветра предельно допустимых значений, приведенных в методике учета ветра. При этом он имел

информацию о величинах параметров  $|q\alpha|$  и  $|q\beta|$ , которые были получены моделированием движения РН и не превышали предельно допустимые значения. Такой факт имел место потому, что измеренный зондом ветер был попутным и действовал в канале тангажа при положительных программных углах атаки.

Успешный пуск РН «Энергия» подтвердил правильность принятого Решения о пуске Техническим руководителем, Главным конструктором НПО «Энергия» Губановым Б. И. (ранее — заместитель Генерального конструктора КБ «Южное»), заместителем Генерального конструктора НПО «Электроприбор» Айзенбергом Я. Е. (в настоящее время Генеральный конструктор АО Хартрон) и заместителем Главного конструктора НПО «Энергия» Воробьевым П. М. (это ответственное решение в письменном виде не было оформлено перед пуском).

По результатам отработки телеметрической информации (ТМ-информации) и результатам зондирования скорости ветра во время полета I ступени РН «Энергия» установлено (рис. 5):

- обеспечена устойчивость движения РН «Энергия» с учетом присоединенных осцилляторов, учитывающих колебания свободных поверхностей жидкости в 10 баках и 45 тонов упругих колебаний корпуса;
- параметры аэродинамического нагружения  $|q\alpha|$ ,  $|q\beta|$  не превышали допустимых значений при действии ветра, скорость которого значительно превышала огибающую, выданную ЦНИИМАШ для проектирования системы стабилизации РН «Энергия» (см. рис. 5).

Создание номограмм допустимых скоростей ветров с учетом зависимости параметров ракеты от времени и параметров атмосферы от высоты, с учетом всего многообразия траекторий РН, азимутов ветра и аномальных значений скорости ветра на различных высотах является трудновыполнимой задачей и нецелесообразно. Гораздо проще действовать так, как это было сделано в случае РН «Энергия», то есть проводить предстартовое моделирование движения РН с учетом результатов измерения скорости ветра и на основании полученных результатов принимать решение о пуске.

Отметим, что при этом достаточно использовать математическую модель РН в виде абсолютно твердого тела.

Быстро действие современных ЭВМ позволяет интегрировать на них систему дифференциальных уравнений движения РН, приведенную в разд. 1, с учетом результатов зондирования ветра в жестких условиях предстартовых работ.

## 8. АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ ДВИЖЕНИЯ РН

Исследование устойчивости движения РН как твердого тела достаточно и лучше всего проводить методом D-разбиений [1].

Область устойчивости методом D-разбиений в плоскости двух действительных параметров системы регулирования была впервые построена И. А. Вышнеградским. Это направление в теории автоматического регулирования было завершено в 50-е годы прошлого столетия работами Ю. И. Неймарка.

Систему линейных дифференциальных уравнений движения в канале тангажа представим из (5.1), (5.3) в виде

$$\begin{aligned}\dot{W}_{y3}^T &= a_{yy}' W_{y3} + a_{\theta y} \theta + a_{y\delta} \delta, \\ \ddot{\theta} &= a_{\theta y}' W_{y3} + a_{\theta\theta}' \dot{\theta} + a_{\theta\delta} \theta + a_{\theta\delta} \delta, \\ \dot{\alpha}_y &= -\frac{\dot{W}_{y3}^T}{V} + \alpha_y \frac{\dot{V}}{V},\end{aligned}\quad (8.1)$$

где переменные коэффициенты определяются формулами

$$\begin{aligned}a_{yy}' &= -\frac{Y_1^\alpha}{mV}, \quad a_{\theta y}' = \frac{P^M + Y_1^\alpha - X_1}{m}, \quad a_{y\delta} = \frac{P^M}{m}, \\ a_{\theta y}' &= -\frac{a_{\theta\theta}}{V}, \quad a_{\theta\theta}' = -\frac{m_z^\omega q S_m L}{J_z}, \\ a_{\theta\theta} &= -\frac{Y_1^\alpha (x_b^d - x_b^T)}{J_z}, \quad a_{\theta\delta} = \frac{P^M (x_b^p - x_b^T)}{J_z}, \\ x_b^d - x_b^T &> 0, \quad x_b^p - x_b^T < 0.\end{aligned}$$

Из этих уравнений можно получить операторное уравнение

$$\begin{aligned}\alpha_y(p) &= Q_{\alpha y}(p)\delta_\theta(p), \quad \theta(p) = Q_\theta(p)\delta_\theta(p), \\ Q_{\alpha y}(p) &= \frac{c_3(p^2 + b_1 p + b_2) - b_3 c_1}{b_2 c_1 - (p + c_1 - c_2)(p^2 + b_1 p + b_2)}, \\ Q_\theta(p) &= \frac{b_3(p + c_1 - c_2) - b_2 c_3}{b_2 c_1 - (p + c_1 - c_2)(p^2 + b_1 p + b_2)},\end{aligned}\quad (8.2)$$

где переменные коэффициенты определяются формулами

$$\begin{aligned}c_1 &= \frac{a_{y\theta}}{V}, \quad c_2 = \frac{g}{V} \sin \theta_{np}, \quad c_3 = \frac{a_{y\delta}}{V}, \\ b_1 &= -a_{\theta\theta}, \quad b_2 = -a_{\theta\theta}, \quad b_3 = -a_{\theta\delta}.\end{aligned}$$

Закон регулирования представим из (3.22), (3.23) и (3.25) сразу в операторном виде:

$$\varepsilon_{\theta y}(p) = k_\theta \theta(p) + k_\theta k_{\alpha y} \alpha_y(p), \quad (8.3)$$

так как слагаемое  $k_\alpha \alpha_w$  в (3.25) определяется внешним ветровым возмущением и относится к правой

части. Здесь квантование во времени с тактом  $T_0 = 0.05$  с и работа дискретных фильтров не учитывается.

Закон регулирования (8.3) обеспечивает:

- при  $k_{\alpha y} = 1$  — регулирование по углу атаки;
- при  $k_{\alpha y} = k_{Mv} V$ ,  $k_{Mv} = \text{const} < 0$  — традиционное регулирование по нормальной скорости;
- при  $k_{\alpha y} = k_{M\alpha} k_{\alpha y}^{oc}$ ,  $0 \leq k_{M\alpha} < 1$  — регулирование по составляющей угла атаки

$$\alpha_y = -\frac{W_{y3}^T}{V}; \quad (8.4)$$

а) до включения контура разгрузки корпуса (оценка  $\tilde{\alpha}_w = 0$ ) для улучшения «парусности» РН;

б) на участке работы контура разгрузки корпуса — неполное устойчивое регулирование по углу атаки.

Параметр  $k_{\alpha y}^{oc}$  определен ниже формулой (8.13).

Операторное уравнение для углов поворота управляющих органов в канале тангажа в соответствии с (1.9) представим в виде

$$\delta_\theta(p) = Q_{cn}(p)\varepsilon_{\theta y}(p). \quad (8.5)$$

Характеристическое уравнение замкнутой системы регулирования, описываемой операторным уравнением (8.2), (8.3) и (8.5) представим в виде

$$\begin{aligned}k_\theta Q_\theta(p)Q_{cn}(p) + k_\theta p Q_{cn}(p)Q_\theta(p) + \\ + k_\theta k_{M\alpha} k_{\alpha y}^{oc} Q_{cn}(p)Q_{\alpha y}(p) = 1.\end{aligned}\quad (8.6)$$

Чтобы отобразить мнимую ось плоскости корней замкнутой системы на плоскость параметров  $k_\theta$ ,  $k_\theta$ , подставим в (8.6)  $p = j\omega$  для любого  $-\infty < \omega < \infty$ .

Чтобы найти эти интересующие параметры ( $k_\theta$ ,  $k_\theta$ ) при заданном значении  $k_{M\alpha}$ , необходимо после подстановки  $p = j\omega$  приравнять нулю отдельно мнимую и вещественную часть характеристического уравнения (8.6). После этого получим систему двух уравнений с двумя неизвестными  $k_\theta$ ,  $k_\theta$ :

$$\begin{aligned}\text{Re} \left( 1 + \frac{Q_{\alpha y}(p)}{Q_\theta(p)} k_{M\alpha} k_{\alpha y}^{oc} \right) k_\theta \Big|_{p=j\omega} &= \\ = \text{Re} \left( \frac{1}{Q_{cn}(p)W_\theta(p)} \right) \Big|_{p=j\omega}, \\ \text{Im} \left( 1 + \frac{Q_{\alpha y}(p)}{Q_\theta(p)} k_{M\alpha} k_{\alpha y}^{oc} \right) k_\theta + p k_\theta \Big|_{p=j\omega} &= \\ = \text{Im} \left( \frac{1}{Q_{cn}(p)W_\theta(p)} \right) \Big|_{p=j\omega},\end{aligned}\quad (8.7)$$

Решение этой системы уравнения по правилу Крамера имеет вид

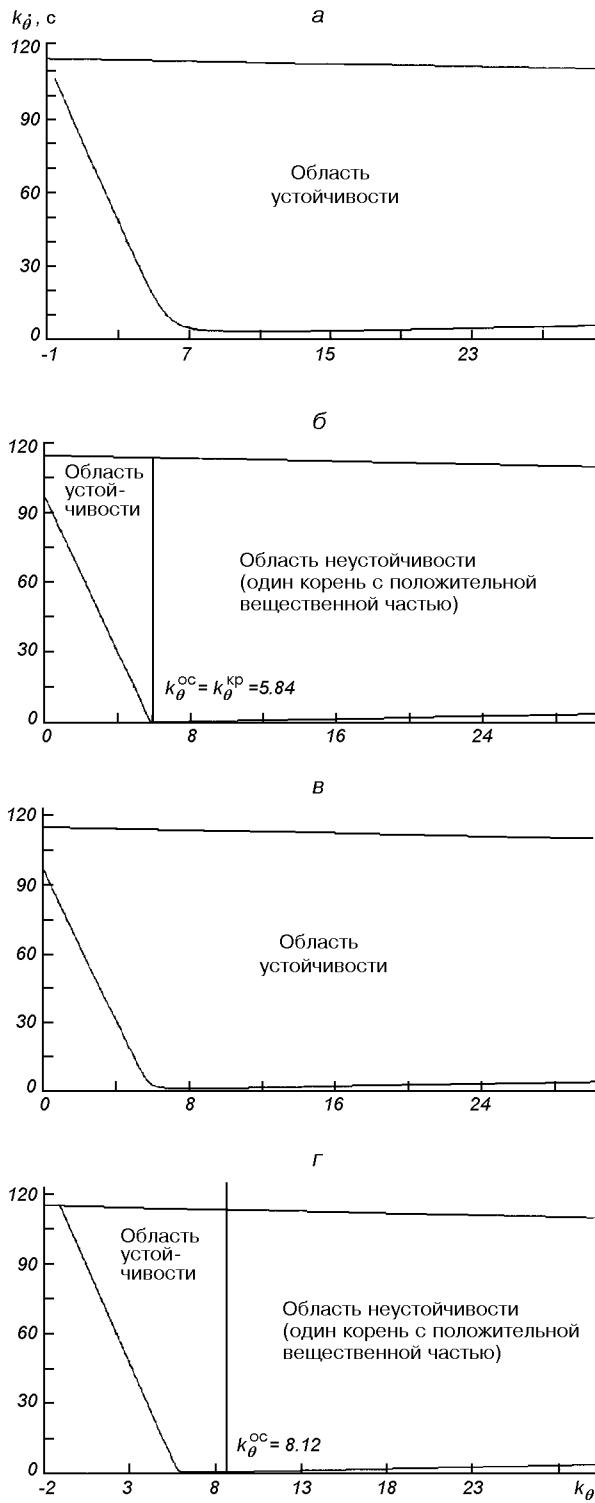


Рис. 6. Д-разбиение в плоскости  $k_\theta$ ,  $k_\phi$ : а — при традиционном регулировании нормальной скорости  $k_{Mv} = -0.003 \text{ рад} \cdot \text{м}^{-1} \text{с}$ ; б — при регулировании по углу атаки  $k_{\alpha y} = 1$ ; в — при значении параметра  $k_{M\alpha} = 0.8$ ; г — при значении параметра  $k_{M\alpha} = 1.2$

Значения параметров  $k_{\alpha y}^{oc}$ ,  $k_\theta^{kp}$ ,  $k_\theta^{oc}$  в момент времени  $t$  полета первой ступени РН

$t$ , с	$k_{\alpha y}^{oc}$	$k_\theta^{kp}$	$k_\theta^{oc}$			
			$k_{Mv} = -0.003 \text{ рад} \cdot \text{м}^{-1} \text{с}$	$k_{\alpha y} = 1$	$k_{M\alpha} = 0.8$	$k_{M\alpha} = 1.2$
15	0.38	0.40	-0.46	0.40	-3.32	3.32
30	0.52	2.09	-1.03	2.09	-9.53	9.53
65	0.78	5.84	-0.58	5.84	-8.12	8.12
100	0.85	1.20	-0.04	1.20	-1.07	1.07

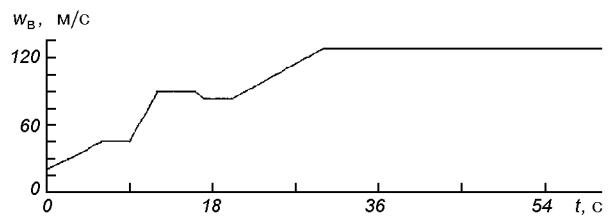


Рис. 7. Профиль ветра с градиентом  $\Delta W = 45 \text{ м/с}$  в слое толщиной  $\Delta h = -3 \text{ км}$  на высоте  $h = 12 \text{ км}$

$$k_\theta = \frac{\Delta_{k\theta}}{\Delta}, \quad k_\phi = \frac{\Delta_{k\phi}}{\Delta}, \quad (8.8)$$

$$\Delta = p \left[ 1 + k_{M\alpha} k_{\alpha y}^{oc} \operatorname{Re} \left( \frac{Q_{\alpha y}(p)}{Q_\theta(p)} \right) \right] \Big|_{p=j\omega}. \quad (8.9)$$

$$\Delta_{k\theta} = p \left[ \operatorname{Re} \left( \frac{1}{W_{Cn}(p)W_\theta(p)} \right) \right] \Big|_{p=j\omega}. \quad (8.10)$$

$$\begin{aligned} \Delta_{k\phi} = & \left[ 1 + k_{M\alpha} k_{\alpha y}^{oc} \operatorname{Re} \left( \frac{Q_{\alpha y}(p)}{Q_\theta(p)} \right) \right] \operatorname{Im} \left( \frac{1}{Q_{Cn}(p)Q_\theta(p)} \right) - \\ & - k_{M\alpha} k_{\alpha y}^{oc} \operatorname{Im} \left( \frac{Q_{\alpha y}(p)}{Q_\theta(p)} \right) \operatorname{Re} \left( \frac{1}{Q_{Cn}(p)Q_\theta(p)} \right) \Big|_{p=j\omega}. \end{aligned} \quad (8.11)$$

Решение линейной системы двух уравнений (8.7) является параметрическим уравнением кривой границы области устойчивости в плоскости коэффициентов усиления  $k_\theta$ ,  $k_\phi$ .

Уравнения (8.7) определяют одно значение параметров  $k_\theta$ ,  $k_\phi$  для каждого  $\omega$ , и только в том случае, если они совместны и независимы. А для этого необходимо, чтобы одновременно не были равны нулю определители  $\Delta$ ,  $\Delta_{k\theta}$ ,  $\Delta_{k\phi}$ . Если одновременно  $\Delta = \Delta_{k\theta} = 0$  или  $\Delta = \Delta_{k\phi} = 0$ , то система уравнений (8.7) определяла бы не точку, а особую прямую. В нашем случае, когда

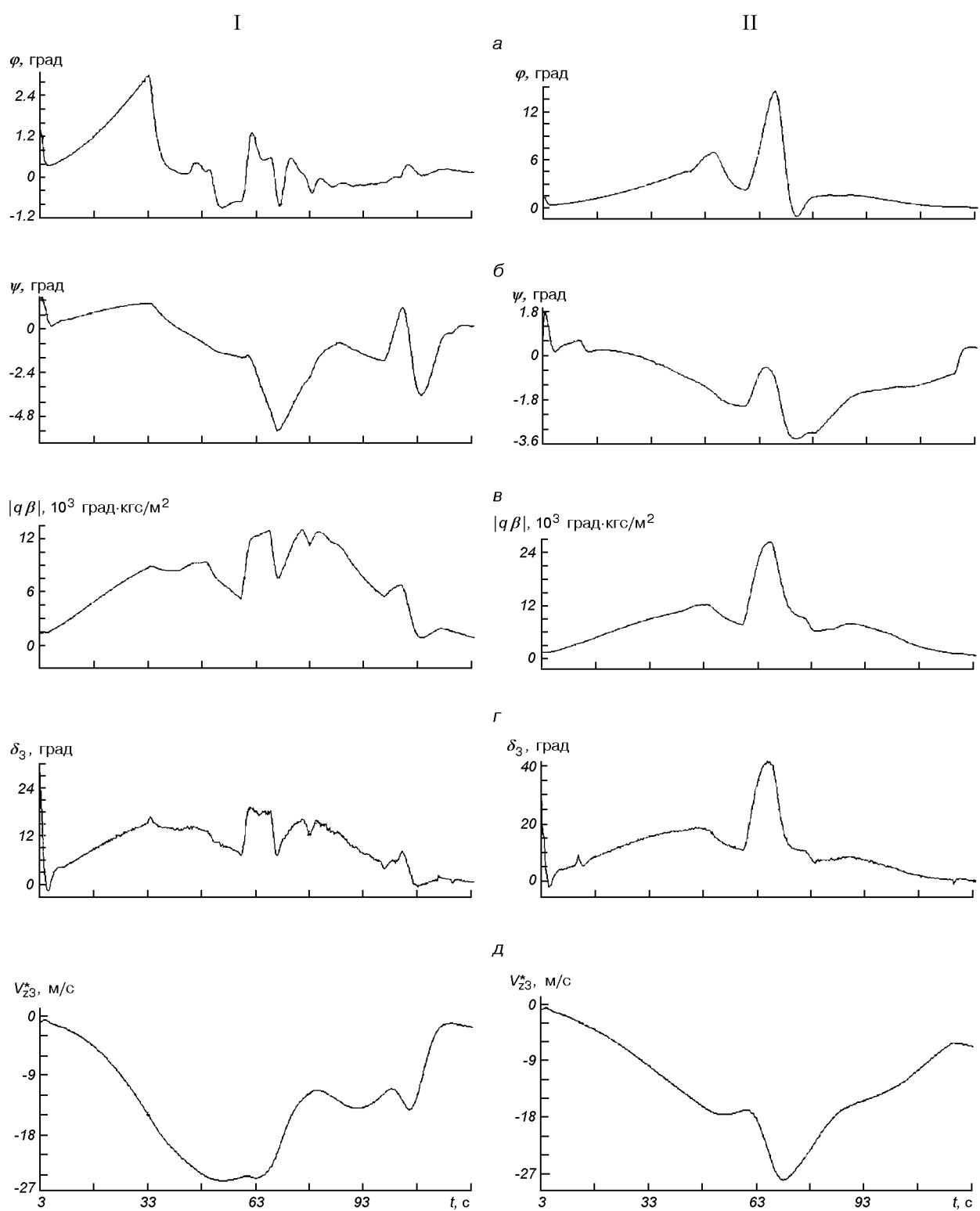


Рис. 8. Параметры движения РН при управлении по углам атаки и скольжения первых ступеней РН (I) и при использовании традиционной системы стабилизации боковой и нормальной скорости центра масс РН (II): а)  $\varphi$  — угол крена; б)  $\psi$  — угол рыскания; в)  $|q\beta|$  — параметр аэродинамического нагружения РН; г)  $\delta_3$  — угол отклонения третьей камеры сгорания РД1; д)  $V_{z3}^*$  — боковая скорость РН

$$k_{\alpha\alpha} = - \left\{ k_{\alpha\alpha}^{\text{oc}} \operatorname{Re} \left( \frac{Q_{\alpha\alpha}(p)}{Q_\theta(p)} \right) \Big|_{p=j\omega} \right\}^{-1},$$

$\Delta = 0$ , но при этом  $\Delta_{k\theta} \neq 0$  и  $\Delta_{k\theta} \neq 0$ , т. е. особой прямой нет.

В работе [1] указано, что значениям  $\omega = 0$  и  $\omega = \infty$  всегда соответствуют особые прямые.

В нашем случае эти уравнения получаются, если приравнять нулю свободный член и коэффициент при старшем члене рассматриваемого характеристического уравнения.

При  $\omega = 0$  уравнение особой прямой можно представить уравнением прямой, параллельной оси ординат в плоскости параметров  $k_\theta$ ,  $k_\theta$ :

$$k_\theta^{\text{oc}} = \frac{b_2 c_2}{(b_3 c_1 - b_2 c_3)(1 - k_{\alpha\alpha} k_{\alpha\alpha}^{\text{oc}}) - b_3 c_2}. \quad (8.12)$$

Из (8.12) видно, что:

- при  $0 \leq k_{\alpha\alpha} < 1$  и  $k_\theta^{\text{oc}} < 0$  (неполное устойчивое регулирование по углу атаки);
- при  $k_{\alpha\alpha} k_{\alpha\alpha}^{\text{oc}} = 1$  и  $k_\theta^{\text{oc}} = k_\theta^{\text{kp}} = -a_{\theta\theta}/a_{\theta\delta} > 0$  (полное неустойчивое регулирование по углу атаки);
- при  $k_{\alpha\alpha} > 1$ ,  $k_\theta^{\text{oc}} > 0$  (неполное неустойчивое регулирование по углу атаки);
- при  $k_{\alpha\alpha} \rightarrow 1$ ,  $k_\theta^{\text{oc}} \rightarrow \infty$ .

Особое значение  $k_{\alpha\alpha}^{\text{oc}}$  получается при равенстве нулю знаменателя в (8.12):

$$k_{\alpha\alpha}^{\text{oc}} = \frac{b_3(c_1 - c_2) - b_2 c_3}{b_3 c_1 - b_2 c_3} \quad (8.13)$$

При  $\omega = \infty$  получаем уравнение  $\text{const} = 0$ , что свидетельствует о том, что соответствующая особая прямая лежит в плоскости параметров  $k_\theta$ ,  $k_\theta$  в бесконечности и вычерчивать ее не нужно.

В таблице приведены значения параметров  $k_{\alpha\alpha}^{\text{oc}}$ ,  $k_\theta^{\text{kp}}$ ,  $k_\theta^{\text{oc}}$  в момент времени 15, 30, 65, 100 с полета первой ступени РН.

Особую прямую  $k_\theta^{\text{oc}} < 0$  вычерчивать не нужно, так как она находится в левой неинтересной полу-плоскости параметров  $k_\theta$ ,  $k_\theta$ .

Кривые D-разбиения в плоскости параметров  $k_\theta$ ,  $k_\theta$  в определенных выше случаях (для момента времени  $t = 65$  с) приведены на рис. 6.

Анализ приведенных кривых D-разбиения показывает, что при регулировании по углу атаки (рис. 6, б) и при неполном неустойчивом регулировании по углу атаки (рис. 6, г) области устойчивости сужаются настолько, что выбор параметров  $k_\theta$ ,  $k_\theta$ , обеспечивающих требуемые качества переход-

ных процессов, стабилизация во всех эксплуатационных условиях невозможен.

## 9. ПЕРЕХОДНЫЕ ПРОЦЕССЫ СТАБИЛИЗАЦИИ РН И ВЫВОДЫ ПО РАБОТЕ

Моделирование движения РН проводилось интегрированием уравнений движения ракеты и уравнений, описывающих работу гиростабилизаторов, гироинтеграторов и сервоприводов (разд. 1, 4). Управляющие сигналы на входы сервоприводов вычислялись по алгоритмам системы стабилизации (разд. 2, 3, 5, 6).

Эффективность управления по углам атаки и скольжения иллюстрируется осциллограммами переходных процессов стабилизации при действии ветра с профилем, приведенным на рис. 7: при управлении по углам атаки и скольжения (рис. 8, I); при использовании традиционных систем стабилизации боковой и нормальной скоростей (рис. 8, II).

Из сравнительного анализа этих осциллограмм следуют выводы по работе:

- управление по углам атаки и скольжения РН обеспечивается уменьшением максимального значения параметра  $|q\beta|$  примерно в 2 раза;
- использование в автомате стабилизации контура разгрузки корпуса позволяет существенно уменьшить, нужный для управляемости первой ступени РН диапазон углов поворота камер сгорания РД1.

1. Основы автоматического регулирования / Под ред. В. В. Соловникова. — М.: Машгиз, 1954.—1117 с.

## CONTROL ON ANGLES OF ATTACK AND SLIP OF THE FIRST STAGES OF THE LAUNCHER

Ya. Ye. Aizenberg, Yu. M. Zlatkin, A. N. Kalnoguz,  
V. A. Bataev, A. I. Kuzmin

Maintenance of motion stability of the launcher and required accuracy of control. Regulation on angles of attack and slip for decreasing the aerodynamic loads on the launcher body and for decreasing the range of the turn angles of control organs necessary for controllability of the first stage. Estimation of the angles of attack and slip from the information from gyro-integrators mounted on a gyro-stabilized platform (or from the accelerometers mounted on the launcher body). Pre-launch modeling of the launcher motion in view of the results of a wind probing with the aim to decrease the probability of an unjustified cancellation of a launch to which an expensive preparation preceded.