

УДК 629.764

А. Н. Калногуз, В. М. Тиховский, В. А. Батаев, В. Н. Пильгуй, М. Н. Рюмин

Науково-виробниче підприємство ХАРТРОН-АРКОС, Харків

## УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ СИСТЕМ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РН С УПРАВЛЕНИЕМ ПО УГЛАМ АТАКИ И СКОЛЬЖЕНИЯ

*Продовжено роботи з поліпшення основних характеристик контуру розвантаження корпусу РН від аеродинамічних навантажень при дії вітру. У результаті значно покращені: добуток швидкісного напору на кути атаки і ковзання та бокова й нормальна складові швидкості центру мас РН наприкінці ділянки регулювання кутами атаки та ковзання.*

Опубликованная в 2002 г. работа ученых ОАО ХАРТРОН [1] в настоящее время используется разработчиками систем стабилизации РН с контуром регулирования по углам атаки и скольжения. Положительный отзыв на эту работу дан специалистами по системам управления РН КБ «Южное» и Днепропетровского университета [2].

Ниже приводятся результаты усовершенствования алгоритмов регулирования по углам атаки и скольжения, развитых в работе [1]. Для сокращения изложения рассматривается система стабилизации РН только в канале рысканья, причем все результаты действительны и для канала тангажа.

### СИСТЕМА СТАБИЛИЗАЦИИ РН С РЕГУЛИРОВАНИЕМ ПО УГЛАМ АТАКИ И СКОЛЬЖЕНИЯ

Для исследования устойчивости и управляемости движения первой ступени РН традиционно используется система линейных дифференциальных уравнений возмущенного движения, которая для канала рысканья имеет вид

$$\begin{aligned} \ddot{z} &= a_{zz}\dot{z} + a_{z\psi}\psi + a_{z\delta}\delta_\psi - a_{zz}W_z^B + f, \\ \ddot{\psi} &= a_{\psi z}\dot{z} + a_{\psi\psi}\psi + a_{\psi\delta}\delta_\psi - a_{\psi z}W_z^B + m_c + m, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $\dot{z}$  — боковая скорость,  $\psi$  — угол рысканья,

$\delta_\psi$  — угол поворота управляющих органов в канале рысканья,  $W_z^B$  — боковая скорость ветра,  $f$ ,  $m$  — случайные возмущения из-за монтажных погрешностей, в основном от перекоса вектора тяги маршевого двигателя (МД),  $m_c$  — систематическое возмущение из-за смещения центра масс от продольной оси РН.

Линеаризованное уравнение работы гидропривода (ГП) для поворота управляющих органов представляется передаточной функцией

$$\delta_\psi(p) = \frac{1}{(1 + T_\delta p)^2} \cdot \varepsilon_{\psi y}(p), \quad (2)$$

где  $\varepsilon_{\psi y}$  — управляющий сигнал (при отсутствии регулирования по углу скольжения) определяется алгоритмом

$$\varepsilon_{\psi y} = k_\psi(\psi + k_z \dot{z}) + k_\psi \dot{\psi}, \quad k_z < 0. \quad (3)$$

В работе [1] для исследования устойчивости движения РН методом Д-разбиений использована система дифференциальных уравнений

$$\begin{aligned} \dot{\beta}_z &= (c_1 + c_2)\beta_z + c_1\psi + c_3\delta_\psi + c_1'\beta_w + f^*, \\ \dot{\psi} &= b_2\beta_z + b_2\psi + b_3\delta_\psi + b_2\beta_w + m_c + m, \end{aligned} \quad (4)$$

где

$$\beta_z = \frac{\dot{z}}{V}, \quad c_1 = \frac{a_{z\psi}}{V}, \quad c_2 = \frac{g}{V} \sin \vartheta_{np},$$

$$c_3 = \frac{a_{z\delta}}{V}, \quad c_1' = a_{zz}, \quad b_2 = a_{\psi\psi},$$

$$b_3 = a_{\psi\delta}, \quad \beta_w = -\frac{W_z^B}{V}, \quad f^* = \frac{f}{V},$$

$V$  — скорость центра масс РН,  $\vartheta_{\text{пр}}$  — программный угол тангажа.

Разработанная в работе [1] циклограмма работы системы стабилизации первой ступени РН приведена на рис. 1. Здесь моменты  $t_i$  обозначают моменты времени прохождения перечисленных команд, а величины  $n_0^i$  — соответствующие этим моментам порядковые номера тактовых меток работы алгоритмов стабилизации. На участке программного разворота РН по углу вращения на интервале времени между командами КП—КРВ регулирование по скоростным углам атаки  $\alpha_y$  и скольжения  $\beta_z$  нецелесообразно из-за большой скорости изменения проекций вектора скорости ветра на оси программной системы координат. Поэтому на этом интервале времени закон регулирования принят в виде

$$\varepsilon_{\psi y} = k_{\psi} \psi + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi}.$$

На участке между командами КРВ—НР производится регулирование скоростного угла скольжения по алгоритму

$$\varepsilon_{\psi y} = k_{\psi} \psi + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi} + k_{\psi} k_{\beta z} \beta_z. \quad (5)$$

Регулирование по скоростным углам атаки и скольжения  $\alpha_y$ ,  $\beta_z$  на интервале времени между командами КРВ—НР обеспечивает к моменту  $t_{\text{НР}}$  скорость центра масс РН, близкую к скорости ветра. В дальнейшем, после команды НР регулирование осуществляется по поточным углам атаки и скольжения, которые пропорциональны разностям между проекциями векторов скорости ветра и скорости центра масс РН в момент  $t_{\text{НР}}$ . Этим уменьшается влияние на РН ветра.

На участке полета между командами НР—КР производится регулирование с использованием поточного угла скольжения по алгоритму

$$\varepsilon_{\psi y} = k_{\psi} \psi + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi} + k_{\psi} \times \times [k_{\beta z} (\beta_z - \beta_{z\text{пр}}) + (\tilde{\beta}_{\text{вф}} - \beta_{\text{впр}})], \quad (6)$$

$$\beta_{z\text{пр}}[n_0 T_0] = -\frac{\dot{z}[n_0^{\text{НР}} T_0]}{V[n_0 T_0]},$$

$$\beta_{\text{впр}}[n_0 T_0] = \beta_{z\text{пр}}[n_0 T_0],$$

где  $\tilde{\beta}_{\text{вф}}$  определяется приведенным ниже алгоритмом (7).

На участке между командами КР—ВМД1 производится программное регулирование боковой скорости по алгоритму

$$\varepsilon_{\psi y} = k_{\psi} \psi + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi} + k_z (\dot{z} - \dot{z}_{\text{пр}}),$$

где  $\dot{z}_{\text{пр}}$  — программная боковая скорость центра масс РН.

Оценка ветрового угла скольжения  $\tilde{\beta}_{\text{вф}}$  в законе регулирования (6) определяется по алгоритму

$$\tilde{\beta}_{\text{вф}} = -\frac{\tilde{W}_{z\text{ф}}^{\text{B}}}{V}, \quad \tilde{W}_{z\text{ф}}^{\text{B}}(z) = Q(z) \cdot \tilde{W}_z^{\text{B}}(z),$$

$$\tilde{W}_z^{\text{B}} = -\frac{\dot{z}^{\text{ГC}} - \dot{W}_z^{\text{P}}}{b_{z\text{w}}}, \quad \dot{z}^{\text{ГC}} = \ddot{z} - x_1^{\text{ГC}} \ddot{\psi}, \quad (7)$$

$$\dot{W}_z^{\text{P}} = b_{zz} \dot{z} + b_{z\psi} \dot{\psi} + b_{z\delta} \delta \dot{\psi},$$

$$x_1^{\text{ГC}} = x_b^{\text{ГC}} - x_b^{\text{T}}, \quad b_{zz} = -b_{z\text{w}} = a_{zz} - x_1^{\text{ГC}} a_{\psi z},$$

$$b_{z\psi} = a_{z\psi} - x_1^{\text{ГC}} a_{\psi\psi}, \quad b_{z\delta} = a_{z\delta} - x_1^{\text{ГC}} a_{\psi\delta},$$

где  $Q(z)$  — импульсная передаточная функция фильтра Чебышева,  $\dot{z}^{\text{ГC}}$  — линейное ускорение, измеряемое установленными на гироскопе акселерометрами,  $x_b^{\text{ГC}}$ ,  $x_b^{\text{T}}$  — координаты точки установки гироскопа и центра тяжести первой ступени РН на ось  $0x_b$  базовой системы координат  $0x_b y_b z_b$ .

Алгоритмы, аналогичные (5)—(7), действительны и для канала тангажа. При этом используются скоростной и ветровой углы атаки  $\alpha_y$  и  $\alpha_w$ .

$n_0^{\text{КП}}$	$n_0^{\text{КРВ}}$	$n_0^{\text{НР}}$	$n_0^{\text{КР}}$	$n_0^{\text{ВМД1}}$
$t_{\text{КП}}$	$t_{\text{КРВ}}$	$t_{\text{НР}}$	$t_{\text{КР}}$	$t_{\text{МД}}$
КП	КРВ	НР	КР	ВМД 1

Рис. 1. Циклограмма работы система стабилизации: КП — контакт подъема, КРВ — конец разворота по углу вращения для перенацеливания РН по азимуту, НР, КР — начало (конец) регулирования по поточному углу скольжения, ВМД1 — выключение МД первой ступени

## ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ДВИЖЕНИЯ РН

Покажем, что для исследования устойчивости движения РН при регулировании по поточному углу скольжения обязательно следует использовать систему дифференциальных уравнений (4).

Исследование устойчивости двух систем уравнений (1) и (4) будем проводить методом Д-разбиения [1, 3].

Для получения областей устойчивости на плоскости параметров  $k_\psi$ ,  $k_{\dot{\psi}}$  найдем характеристические уравнения  $X_1(p, k_\psi, k_{\dot{\psi}}) = 0$  и  $X_2(p, k_\psi, k_{\dot{\psi}}) = 0$ , соответствующие указанным выше системам уравнений (1), (4). После подстановки в эти два характеристические уравнения  $p = j \cdot \omega$  и выделения мнимых и вещественных частей получим две системы линейных алгебраических уравнений относительно неизвестных  $k_\psi$ ,  $k_{\dot{\psi}}$ , которые имеют вид

$$\begin{aligned} a_{11}(\omega)k_\psi + a_{12}(\omega)k_{\dot{\psi}} &= b_1(\omega), \\ a_{21}(\omega)k_\psi + a_{22}(\omega)k_{\dot{\psi}} &= b_2(\omega). \end{aligned} \quad (8)$$

Эти системы уравнений определяют одну пару значений неизвестных параметров  $k_\psi$ ,  $k_{\dot{\psi}}$  для каждого значения круговой частоты  $\omega$  в том случае, если оба уравнения (8) совместны и независимы. Для этого необходимо, чтобы одновременно не были равны нулю определители Крамера. В противном случае решениями систем уравнений в плоскости параметров  $k_\psi$ ,  $k_{\dot{\psi}}$  будут не точки, а особые прямые. Как указано в работе [1], значению  $\omega = 0$  всегда соответствует особая прямая, в нашем случае ортогональная координатной оси  $k_{\dot{\psi}}$ :

для системы уравнений (1) —

$$\begin{aligned} k_\psi &= k_\psi^{\text{oc}}, \\ k_\psi^{\text{oc}} &= \frac{a_{zz}a_{\psi\psi} - a_{\psi z}a_{z\psi}}{(a_{\psi z}a_{z\delta} - a_{zz}a_{\psi\delta}) - k_z(a_{z\psi}a_{\psi\delta} - a_{\psi\psi}a_{\psi\delta})}; \end{aligned} \quad (9)$$

для системы уравнений (4) —

$$\begin{aligned} k_\psi &= k_\psi^{\text{oc}}, \\ k_\psi^{\text{oc}} &= \frac{(c_1 + c_2)b_2 - b_2c_1}{b_2c_3 - (c_1 + c_2)b_2 - k_{\beta z}(c_3b_2 - b_3c_1)}. \end{aligned} \quad (10)$$

Особые прямые  $k_\psi = k_\psi^{\text{oc}}$  переходят из отрицательной полуплоскости  $k_\psi < 0$  в положительную

полуплоскость  $k_\psi > 0$  (где находится область устойчивости) при значении коэффициента усиления по боковой скорости в первом случае (9)

$$\begin{aligned} k_z &= k_z^{\text{oc}}, \\ k_z^{\text{oc}} &= \frac{a_{\psi z}a_{z\delta} - a_{zz}a_{\psi\delta}}{a_{z\psi}a_{\psi\delta} - a_{\psi\psi}a_{z\delta}}, \end{aligned}$$

при значении коэффициента усиления (10) по скоростному углу скольжения во втором случае

$$k_{\beta z} = k_{\beta z}^{\text{oc}} = \frac{b_2c_3 - (c_1 + c_2)b_3}{c_3b_2 - b_3c_1}.$$

Таким образом при  $k_z = k_{M3} \cdot k_z^{\text{oc}}$  и  $k_{M3} < 1$ , где  $k_{M3}$  — масштабный коэффициент ( $k_{\beta z} = k_{M2}k_{\beta z}^{\text{oc}}$  и  $k_{M2} < 1$ , где  $k_{M2}$  — масштабный коэффициент), особая прямая  $k_\psi = k_\psi^{\text{oc}}$  находится в отрицательной полуплоскости, и область устойчивости остается неизменной, а при  $k_{M3} > 1$  ( $k_{M2} > 1$ ) особая прямая  $k_\psi = k_\psi^{\text{oc}}$  переходит в положительную полуплоскость, и область устойчивости сужается настолько, что выбрать значения параметров  $k_\psi$  и  $k_{\dot{\psi}}$ , обеспечивающие требуемое качество переходных процессов стабилизации во всех эксплуатационных условиях, невозможно.

Определим граничное значение масштабного коэффициента  $k_{M2}$ , обеспечивающее устойчивость регулирования поточного угла скольжения при использовании системы уравнений (1). Для этого закон регулирования (3) представим в виде

$$\begin{aligned} k_z &= k_{M3}k_z^{\text{oc}}, \\ \varepsilon_{\psi y} &= k_\psi(\psi + k_{M3}k_z^{\text{oc}}V\beta_z) + k_{\dot{\psi}}\dot{\psi}. \end{aligned} \quad (11)$$

Граничное значение масштабного коэффициента  $k_{M2}^{\text{ГР}}$ , соответствующее масштабному коэффициенту  $k_{M3} = 1$  в законе регулирования (11), найдем из уравнения

$$k_{M2}k_{\beta z}^{\text{oc}} = k_{M3}k_z^{\text{oc}}V,$$

решением которого при  $k_{M3} = 1$  будет выражение

$$k_{M2}^{\text{ГР}} = V \cdot \frac{k_z^{\text{oc}}}{k_{\beta z}^{\text{oc}}}. \quad (12)$$

Граничное значение  $k_{M2}^{\text{ГР}} = 0.622$  масштабного коэффициента (12) для момента времени  $t = 61.2$  с полета РН ( $k_z^{\text{oc}} = 0.072$ ,  $k_{\beta z}^{\text{oc}} = 0.905$ ,  $V =$

= 777.44 м/с) значительно меньше аналогичного параметра  $k_{M2} = 1$  при использовании системы уравнений (4).

Приведем численные значения корней характеристического уравнения замкнутой системы, описанной уравнениями (1), (2), (11), для того же момента времени  $t = 61.2$  с:

при  $k_{M2} = 0.5 < k_{M2}^{rp}$  — ( $k_{\dot{z}} = 0.00058$ ),  $(-52.885; -19.37; -5.925; -1.81103; -0.043262)$  т. е. движение устойчиво;

при  $k_{M2} = 0.95 > k_{M2}^{rp}$  — ( $k_{\dot{z}} = 0.0011$ ),  $(-52.824; -19.56; -5.7085; -1.9512; 0.016609)$  т. е. движение неустойчиво.

Приведем также значения корней характеристического уравнения замкнутой системы, описанной уравнениями (2), (4) с законом регулирования (5), при значении масштабного коэффициента  $k_{M2} = 0.95 > k_{M2}^{rp}$  для этого же момента времени  $t = 61.2$  с  $(-52.983; -18.958; -6.2724; -1.8316; -0.011933)$  т. е. движение устойчиво.

Полученные результаты расчетов корней объясняются тем, что при использовании системы уравнений (1), (2), (11) в производной от скоростного угла скольжения  $\dot{\beta}_z = \frac{\ddot{z}}{V} + \left(-\beta_z \frac{\dot{V}}{V}\right)$  не учитывается второе слагаемое.

### РЕГУЛИРОВАНИЕ ВОЗМУЩЕНИЙ ОТ МОНТАЖНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ПО РАЗОМКНУТОЙ СХЕМЕ

В алгоритмы системы стабилизации [1] вводятся следующие усовершенствования.

1. В закон управления (6) вводятся балансирующий угол  $\psi_B$  и сигнал компенсации  $\varepsilon_{\psi c}$ , которые реализуют контур регулирования возмущений от монтажных погрешностей по разомкнутой схеме:

$$\varepsilon_{\psi y} = k_{\psi}(\psi - \psi_B) + k_{\dot{\psi}}\dot{\psi} + k_{\ddot{\psi}}\ddot{\psi} + k_{\beta z}(\beta_z - \beta_{znp}) + (\tilde{\beta}_{wf} - \beta_{wnp}); \quad (13)$$

2. В алгоритме оценки угла скольжения (7) учитываются оценки случайных возмущений  $\tilde{f}$ ,  $\tilde{m}$  в (1) от монтажных погрешностей:

$$\dot{W}_z^P = b_{zz}\dot{z} + b_{z\psi}\dot{\psi} + b_{z\delta}\dot{\delta} + \tilde{f} - x_1^{GC}(\tilde{m} + m_c).$$

Оценка возмущений от монтажных погрешностей производится на участке разворота по

углу вращения РН для перенацеливания по азимуту при двух предположениях:

- аэродинамическими моментами можно пренебречь из-за малости скоростного напора;
- случайные возмущения  $f$ ,  $m$  в (1) определяются только перекосами вектора тяги двигателя относительно продольной оси.

При этих допущениях оценка случайных возмущений  $\tilde{f}$ ,  $\tilde{m}$  в (1) производится по алгоритмам

$$\hat{\varepsilon}_{\psi y} = \frac{1}{t_{KPB} - t_{HO}} \int_{t_{HO}}^{t_{KPB}} \varepsilon_{\psi y}(t) dt,$$

$$\tilde{m} = a_{\psi\delta} \varepsilon_{\psi y} - m_c, \quad \tilde{f} = \frac{a_{z\delta}}{a_{\psi\delta}} \tilde{m},$$

где  $t_{HO}$  — время начала оценки возмущений от монтажных погрешностей.

Балансировочный угол  $\psi_B$  и сигнал компенсации  $\varepsilon_{\psi c}$  в законе регулирования (8) определяются алгоритмами

$$\varepsilon_{\psi c} = \hat{\varepsilon}_{\psi y}, \quad \psi_B = \frac{m_c a_{z\delta}}{a_{z\psi} a_{\psi\delta}}.$$

### ВКЛЮЧЕНИЕ ФИЛЬТРА ЧЕБЫШЕВА С МАЛЫМИ ФАЗОВЫМИ ЗАПАЗДЫВАНИЯМИ ПРИ ДЕЙСТВИИ ГРАДИЕНТНЫХ ВЕТРОВ С БОЛЬШИМИ УСКОРЕНИЯМИ

Для уменьшения влияния колебаний свободных поверхностей жидкости в баках и упругих колебаний конструкции РН ветровые составляющие углов атаки и скольжения преобразуются дискретным фильтром Чебышева, амплитудно-фазовая характеристика которого приведена на рис. 2, кривые 1. Видно, что этот фильтр Чебышева (с передаточной функцией  $Q(z)$ ) характеризуется большими фазовыми запаздываниями на частотах колебаний РН как твердого тела, что приводит к большим ошибкам регулирования поточных углов атаки  $\alpha_n$  и скольжения  $\beta_n$  и, как следствие, — к недопустимо большим значениям параметров  $q \cdot \alpha_n$ ,  $q \cdot \beta_n$ .

В настоящей работе найдено следующее решение этого вопроса.

Производится параллельное преобразование оценки ветровой составляющей угла скольже-

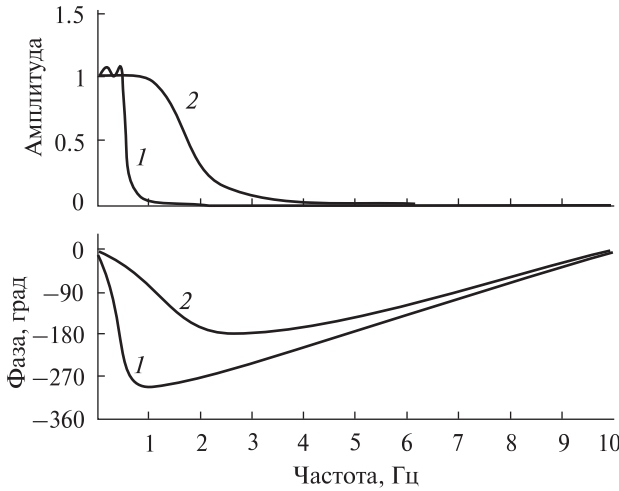


Рис. 2. Амплитудно-фазовые характеристики фильтров с импульсными передаточными функциями: 1 —  $Q(z)$ , 2 —  $Q^{(1)}(z)$

ния  $\beta_w$  двумя фильтрами Чебышева с импульсными передаточными функциями  $Q(z)$  и  $Q^{(1)}(z)$ , амплитудно-частотные характеристики которых приведены на рис. 2, 1 и 2 соответственно. Как следует из этого рисунка, фильтр Чебышева с передаточной функцией  $Q^{(1)}(z)$  характеризуется существенно меньшими фазовыми запаздываниями на частотах колебаний РН как твердого тела. Этот фильтр (с передаточной функцией  $Q^{(1)}(z)$ ) включается в контур регулирования угла скольжения на непродолжительное время на интервале действия градиентных ветров с большими ускорениями, и благодаря этому существенно уменьшается значение  $q \cdot \beta_{\text{п}}$ .

Условия включения фильтра с передаточной функцией  $Q^{(1)}(z)$  в контур регулирования определяются алгоритмами

$$\begin{aligned} \varepsilon_{\psi y} = & k_{\psi}(\psi - \psi_B) + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi} + \\ & + k_{\psi} [k_{\beta z}(\beta_z - \beta_{z\text{пр}}) + (\tilde{\beta}_{wy} - \beta_{w\text{пр}})] + \varepsilon_{\psi c}, \quad (14) \end{aligned}$$

$$\tilde{\beta}_{wy}[n_0 T_0] = \begin{cases} \frac{\tilde{W}_{z\Phi}^{B(1)}[n_0 T_0]}{V[n_0 T_0]}, \\ \text{при } n_{0i}^H < n_0 \leq n_{0i}^K \quad (i = 1, 2, \dots) \\ \frac{\tilde{W}_{z\Phi}^B[n_0 T_0]}{V[n_0 T_0]}, \text{ иначе,} \end{cases}$$



Рис. 3. Профили скорости ветра с градиентами

$$\tilde{W}_{z\Phi}^{B(1)}(z) = Q^{(1)}(z) \tilde{W}_z^B(z),$$

$$\tilde{W}_{z\Phi}^B(z) = Q(z) \tilde{W}_z^B(z).$$

Тактовые метки  $n_{0i}^H, n_{0i}^K$  ( $i = 1, 2, \dots$ ) вычисляются по логическим уравнениям

при  $n_0 = 0$  —

$$n_{0i}^H = \infty, n_{0i}^K = \infty,$$

при  $n_0 = 0$  и  $n_0 = n_{0i}^K + \Delta n_0^{(1)}$  —

$$Fl[n_0 T_0] = 1,$$

при  $|\Delta \tilde{W}_{z\Phi}^B[n_0 T_0]| \geq \Delta W_z^{\text{огр}}$  и  $Fl[n_0 T_0] = 1$  —

$$\Delta \tilde{W}_{z\Phi}^B[n_0 T_0] = \tilde{W}_{z\Phi}^{B(1)}[n_0 T_0] - \tilde{W}_{z\Phi}^B[n_0 T_0],$$

$$n_{0i}^H = n_0, n_{0i}^K = n_0 + \Delta n_0^{(2)}, Fl[n_0 T_0] = 0,$$

где  $\Delta W_z^{\text{огр}}, \Delta n_0^{(1)}, \Delta n_0^{(2)}$  — константы.

### ЦИКЛОГРАММА РАБОТЫ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ НА НАЧАЛЬНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ РН

Исследования переходных процессов стабилизации с регулированием по углам атаки и скольжения показали следующее.

1. При действии ветра со значениями скорости, соответствующими огибающему профилю максимальной скорости (рис. 3, а), регулирование по скоростным углам атаки и скольжения обеспечивает в момент поступления команды

НР скорость центра масс РН, близкую к скорости ветра.

2. При действии градиентного ветра с большими ускорениями на интервалах времени, расположенных правее или непосредственно перед командой НР (рис. 3, б, в), регулирование по скоростным углам атаки  $\alpha_y$  и скольжения  $\beta_z$  неэффективно, так как в этом случае центр масс РН не успевает приобрести скорость, соответствующую текущей скорости ветра на момент поступления команды НР.

3. При действии градиентного ветра с большими ускорениями на интервале времени между командами НВ—КВ ограничения на произведение скоростного напора на поточные углы атаки  $q \cdot \alpha_{\text{п}}$  и скольжения  $q \cdot \beta_{\text{п}}$  выполняются при переносе момента начала регулирования по поточным углам атаки и скольжения с момента  $t_{\text{НР}}$  на момент  $t_{\text{КВ}}$  (рис. 3, з).

4. При действии градиентного ветра с большими ускорениями на интервале времени до поступления команды  $t_{\text{НВ}}$  ограничения на произведение скоростного напора на поточные углы атаки  $q \cdot \alpha_{\text{п}}$  и скольжения  $q \cdot \beta_{\text{п}}$  выполняются из-за малости скоростного напора (рис. 3, д).

В связи с изложенным выше, в алгоритмы системы стабилизации первой ступени РН введены следующие усовершенствования:

- на интервале времени между командами «НР—КР» в формуле формирования программных углов  $\beta_{z\text{пр}}$ ,  $\beta_{w\text{пр}}$  алгоритмов (6), (14) боковая скорость центра масс РН  $\dot{z}[n_0^{\text{НР}} T_0]$  заменена на оценку боковой скорости ветра  $\tilde{W}_{z\Phi}^{\text{В}}[n_0^{\text{НР}} T_0]$ :

$$\varepsilon_{\psi y} = k_{\psi}(\psi - \psi_{\text{Б}}) + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi} + k_{\psi} [k_{\beta z}(\beta_z - \beta_{z\text{пр}}) + (\tilde{\beta}_{wy} - \beta_{w\text{пр}})] + \varepsilon_{\psi c}, \quad (15)$$

$$\beta_{w\text{пр}}[n_0 T_0] = -\frac{\tilde{W}_{z\Phi}^{\text{В}}[n_0^{\text{НР}} T_0]}{V[n_0 T_0]},$$

$$\beta_{z\text{пр}}[n_0 T_0] = \beta_{w\text{пр}}[n_0 T_0];$$

- время включения регулирования по поточным углам атаки и скольжения  $t_{\text{НР}}$  выбирается в полете по информации о величине ускорения градиентного ветра.

Алгоритм формирования этого времени  $t_{\text{НР}}$  вычисляется на интервале  $t_{\text{НВ}} < t \leq t_{\text{КВ}}$  и имеет вид:

— в момент времени  $t = t_{\text{НВ}}$  полагаем  $n_0^* = \infty$ ,  $\text{ПР}_{\text{НР}} = 1$ ;

— при  $\text{ПР}_{\text{НР}} = 1$  и выполнения в первый раз условия  $|\Delta \tilde{W}_{z\Phi}[n_0 T_0]| \geq \Delta W_z^{\text{орп}(1)}$

полагаем  $n_0^* = n_0$ ,  $\text{ПР}_{\text{НР}} = 0$ ,

$$t_{\text{НР}} = \begin{cases} t_{\text{КВ}}, & n_0^* T_0 \leq t_{\text{КВ}} \\ t_{\text{НР}}, & \text{иначе,} \end{cases}$$

где  $\Delta W_z^{\text{орп}(1)}$ ,  $t_{\text{НВ}}$ ,  $t_{\text{КВ}}$ ,  $t_{\text{НР}}$  — константы.

## АЛГОРИТМЫ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ РН В КОНЦЕ УЧАСТКА РЕГУЛИРОВАНИЯ ПО УГЛАМ АТАКИ И СКОЛЬЖЕНИЯ

Для уменьшения скорости центра масс РН в конце участка регулирования по поточным углам атаки и скольжения вводятся следующие усовершенствования.

В алгоритм формирования управляющего сигнала канала рысканья (15) вводится слагаемое  $k_{\beta w} \cdot \hat{\beta}_w$ , учитывающее «медленную» составляющую скорости ветра:

$$\varepsilon_{\psi y} = k_{\psi}(\psi - \psi_{\text{Б}}) + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi} + k_{\psi} [k_{\beta z}(\beta_z - \beta_{z\text{пр}}) + (\tilde{\beta}_{wy} - \beta_{w\text{пр}} - k_{\beta w} \hat{\beta}_w)] + \varepsilon_{\psi c},$$

$$\hat{\beta}_w(p) = \frac{1}{(1+Tp)} \tilde{\beta}_{w\Phi}(p), \quad \tilde{\beta}_{w\Phi} = -\frac{\tilde{W}_{z\Phi}^{\text{В}}}{V},$$

где  $k_{\beta w}$  — коэффициент усиления,  $T$  — постоянная времени.

Масштабный коэффициент  $k_{m2}$  в алгоритме формирования коэффициента усиления  $k_{\beta z} = k_{m2} k_{\beta z}^{\text{oc}}$  уменьшается в конце интервала между командами НР—КР со значения  $k_{m2} = k_{m2}^{(1)}$  на значение  $k_{m2} = k_{m2}^{(2)}$ .

## РЕЗУЛЬТАТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДВИЖЕНИЯ РН

Моделирование движения РН производилось интегрированием системы уравнений (4) с переменными коэффициентами и уравнений работы ГП (2). Качество регулирования по углу скольжения характеризовалось двумя параметрами:

- максимальным значением модуля произведения скоростного напора на угол скольжения  $|q \cdot \beta_{\text{п}}|_{\text{max}}$ ;

**Характерные параметры переходных процессов стабилизации**

Характеристики ветра	$ q \cdot \beta_{п\max}^*$ град·кгс·м <sup>-2</sup>		$ \dot{z}(t_{КР}) $ , м/с	
	ИА	УА	ИА	УА
Огибающая	8275	7573	10.9	13.2
Градиент на высоте $h = 2.5$ км	11819	8853	34.4	3.97
Градиент на высоте $h = 5$ км	10093	8613	58.8	19.2
Градиент на высоте $h = 10$ км	10073	7968	56.54	18.3
Градиент на высоте $h = 15$ км	10410	7591	18.4	1.5

• значением модуля боковой скорости в момент окончания регулирования по поточному углу скольжения  $|\dot{z}(t_{КР})|$ .

Результаты математического моделирования движения РН сведены в таблицу, где приведены указанные выше характерные параметры переходных процессов стабилизации  $|q \cdot \beta_{п\max}^*$ ,  $|\dot{z}(t_{КР})|$  с двумя вариантами алгоритмов регулирования по углу скольжения:

- с приведенными в [1] исходными алгоритмами (ИА);
- с приведенными в настоящей работе усовершенствованными алгоритмами (УА).

Из результатов моделирования следует вывод, что усовершенствованные в настоящей работе алгоритмы регулирования по углу скольжения существенно улучшают указанные выше характерные параметры переходных процессов:

• максимальное значение параметра  $|q \cdot \beta_{п\max}^*|$  уменьшается со значения 11819 град·кгс·м<sup>-2</sup> на значение 8853 град·кгс·м<sup>-2</sup>;

• максимальное значение параметра  $|\dot{z}(t_{КР})|$  уменьшается от 58.8 до 19.2 м/с.

*Авторы благодарны Т. В. Хохленковой за помощь в расчетах.*

1. Айзенберг Я. Е., Златкин Ю. М., Калногуз А. Н. и др. Управление по углам атаки и скольжения первых ступеней РН // Космічна наука і технологія. — 2002. — 8, № 1. — С. 61—80.
2. Игдалов И. М., Кучма Л. Д., Поляков Н. В., Шенгун Ю. Д. Ракета как объект управления. — Харьков: АРГ-ПРЕСС, 2004. — 541 с.
3. Основы автоматического регулирования / Под. ред. В. В. Солодовникова. — М.: Машгиз, 1954. — 1117 с.

*Надійшла до редакції 26.02.09*

*A. N. Kalnoguz, V. M. Tykhovskiy, V. A. Bataev, V. N. Pilguy, M. N. Rymin*

**ADVANCED STABILIZATION SYSTEM ALGORITHMS OF LAUNCH VEHICLE'S FIRST STAGE WITH ATTACK AND SLIDING ANGLES CONTROL**

The work for improvement of the basic characteristics of the contour of unloading of the carrier rocket case from aerodynamic loadings under the effect of wind is being continued. The product of the velocity head and the angles of attack and slip as well as lateral and normal speeds of the mass centre of the launcher at the end of the site of regulation by the angles of attack and slip are essentially improved.