МОСКОВСКИЙ ИНСТИТУТ ЭЛЕКТРОМЕХАНИКИ И АВТОМАТИКИ (МИЭА)

НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Под общей редакцией доктора технических наук А.Г.Кузнецова

Выпуск 31

Москва 2020 УДК 629.7.015

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ТРАЕКТОРНЫМ ДВИЖЕНИЕМ И СКОРОСТЬЮ ПОЛЕТА ВОЕННО-ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА НА РЕЖИМЕ «ПАРАШЮТНОЕ ДЕСАНТИРОВАНИЕ»

Александр Витальевич ГРЕБЁНКИН, д. т. н., Олег Михайлович АКСЁНОВ

ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики» E-mail: inbox@aomiea.ru

В статье рассматривается постановка задачи и результаты математического моделирования режима «Десантирование» с автоматическим управлением траекторным движением и скоростью полета военно-транспортного самолета.

Ключевые слова: моногруз, адаптивная стабилизация заданной высоты, упреждающий сигнал на стабилизатор.

FLIGHT PATH AND SPEED AUTOMATIC CONTROL FEASIBILITY ASSESSMENT FOR MILITARY TRANSPORT AIRCRAFT IN 'PARADROP' MODE

Alexander V. GREBYONKIN, D. Sc. in Engineering, Oleg M. AKSYONOV 'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC E-mail: inbox@aomiea.ru

The article covers the problem statement and mathematical simulation results of military transport aircraft 'paradrop' mode with flight path and speed automatic control.

Keywords: monocargo, adaptive altitude hold, anticipatory signal for stabilizer.

Введение

В статье представлены математическая постановка задачи и некоторые результаты математического моделирования парашютного десантирования моногрузов с тяжелого военно-транспортного самолета (ВТС) типа Ил-76МД-90А. Задача рассматривается с учетом реализации возможности автоматического управления в канале руля высоты и стабилизатора при использовании режима автоматической стабилизации заданной скорости полета в канале тяги.

Под парашютным десантированием моногрузов понимается процесс вывода десантируемых грузов из грузовой кабины с помощью вытяжной парашютной системы и перемещения их вблизи ВТС до выхода из зоны возможного соударения с ним. В работе рассматривается одиночный сброс и сброс серии тяжелых грузов. В качестве моногрузов рассматривается десантируемый груз, масса которого составляет более 7% массы ВТС.

Постановка задачи

При погрузке в самолет необходимо учитывать массу, габариты и место установки моногруза в грузовом отсеке. Обычно грузы размещаются в специальных зонах, называемых гнездами. Каждое гнездо имеет свой номер и может быть оснащено датчиком страгивания груза. На рис. 1 показан процесс погрузки моногруза в грузовой отсек ВТС, а на рис. 2 показаны характерные размеры и дистанции, которые необходимо учитывать при размещении моногрузов в гнездах с номерами 1, 6 и 11.



Рис. 1. Процесс погрузки моногруза в грузовой отсек ВТС



Рис. 2. Характерные размеры и дистанции

 X_{ba} — расстояние от носа самолета до носка САХ крыла (b_a);

Х11 — расстояние от носа самолета до гнезда №11;

L11 — расстояние, которое проходит моногруз от гнезда №11 до среза рампы (без учета размера моногруза);

Х6 — расстояние от носка самолета до гнезда №6;

L6 — расстояние, которое проходит моногруз от гнезда №6 до среза рампы (без учета размера моногруза);

Х1 — расстояние от носка самолета до гнезда №1;

L1 — расстояние, которое проходит моногруз от гнезда №1 до среза рампы

(без учета размера моногруза).

Движение тяжелого груза по грузовому отсеку приводит к существенному и быстрому изменению центровки самолета в сторону предельно задней. Характер и величина изменения центра масс самолета определяется массой, пройденным расстоянием и темпом перемещения моногруза по грузовому отсеку самолета. После отделения груза от самолета происходит быстрое изменение массы и положения центра масс самолета. Изменение положения центра масс самолета зависит от места размещения груза и пройденной им дистанции по грузовому отсеку. С учетом массы грузов и их размещения, положение центра масс самолета можно определить по следующей формуле

$$\bar{X}_T = \frac{X_{\Sigma} - X_{ba}}{b_a},\tag{1}$$

где: X_{Σ} — координата центра масс, относительно носа самолета; X_{ba} — расстояние от носа самолета до носка САХ крыла; b_a — размер средней аэродинамической хорды крыла самолета (САХ).

Координата центра масс, относительно носа самолета в общем случае при наличии топлива и грузов в 1, 6 и 11 гнездах определяется по формуле

$$X_{\Sigma} = \frac{G_0 X_0 + G_{\text{топл}} X_{\text{топл}} + G_{11} X_{11} + G_6 X_6 + G_1 X_1}{G_0 + G_{\text{топл}} + G_{11} + G_6 + G_1},$$
(2)

где: G_0 — масса пустого снаряженного самолета;

*X*₀ — координата центра масс пустого снаряженного самолета (относительно носа самолета);

 $G_{_{\rm TORM}}$ — масса заправленного топлива [кг];

*X*_{топл.} — координата центра масс самолета, заправленного топливом [м]; (относительно носа самолета);

 G_{11} — масса груза, размещенного в гнезде №11 [кг];

 X_{11} — смещение координаты центра масс самолета за счет груза в гнезде №11 [м] (относительно носа самолета);

 G_6 — масса груза, размещенного в гнезде №6 [кг];

*X*₆ — смещение координаты центра масс самолета за счет груза в гнезде №6 (относительно носа самолета) [м];

 G_1 — масса груза, размещенного в гнезде №1 [кг];

X₁ — смещение координаты центра масс самолета за счет груза в гнезде №1 (относительно носа самолета) [м].

При заправке самолета топливом, положение его центра масс меняется (учитывается координатой $X_{_{\text{топл}}}$) в соответствии с изменением массы заправленного топлива. Зависимость положения центра масс самолета от массы заправленного топлива, применительно к самолету Ил-76МД-90А показана на рис. 3 (стр. 6).



Рис. 3. Зависимость смещения центра масс самолета от массы заправленного топлива

После сброса груза с 1-ого гнезда при определении X_{Σ} обнуляется член, содержащий массу 1-ого груза ($G_1 = 0$) и выполняется пересчет центровки. Аналогично переопределяется центровка после сброса груза с 6-ого и 11-ого гнезда. Суммарная масса самолета уменьшается на величину массы сброшенных грузов.

Изменение массы десантируемого груза и массы топлива учитывается при определении моментов инерции самолета: $I_x = (I_{x_T} + I_{x_{rp.}})/9,81;$ $I_y = (I_{y_T} + I_{y_{rp.}})/9,81;$ $I_{xy} = (I_{xy_T} + I_{xy_{rp.}})/9,81;$ $I_z = (I_{z_T} + I_{z_{rp.}})/9,81.$

Основное влияние грузы оказывают на момент инерции І, так как в процессе десантирования под действием вытяжной парашютной системы груз совершает движение вдоль продольной оси самолета и оказывает влияние на вращение самолета относительно поперечной оси ОΖ. При размещении грузов в гнездах 1, 6 и 11 момент инерции І можно определить по формуле

$$I_{z_{\rm rp.}} = G_0 + G_1 \left(X_1^{\rm u.m.} \right)^2 + G_6 \left(X_6^{\rm u.m.} \right)^2 + G_{11} \left(X_{11}^{\rm u.m.} \right)^2, \tag{3}$$

где:

 G_0 — масса пустого снаряженного самолета [кг]; G_1 — масса груза, размещенного в гнезде №1 [кг]; G_6 — масса груза, размещенного в гнезде №6 [кг]; G_{11} — масса груза, размещенного в гнезде №11 [кг]; $X_{11}^{и.м.} = X_{\Sigma} - X_{11}$ — расстояние между моногрузом в 11-ом гнезде и значением координаты положения центра масс самолета;

 $X_{6}^{\text{и.м.}} = X_{\Sigma} - X_{6}$ — расстояние между моногрузом в 6-ом гнезде и значением координаты положения центра масс самолета;

 $X_{1}^{u.m.} = X_{\Sigma} - X_{1}$ — расстояние между моногрузом в 1-ом гнезде и значением координаты положения центра масс самолета.

Для определения динамики изменения положения центра масс самолета необходимо знать, как груз перемещается по грузовой кабине. Для этого рассмотрим схему сил, действующих на груз при его движении внутри грузового отсека (рис. 4).



Рис. 4. Схема сил, действующих на моногруз

Схема сил представлена в связанной с грузом системе координат и рассматривается относительно земной нормальной системы. В этом случае уравнения движения груза по грузовому отсеку самолета можно представить в следующем виде

$$\begin{cases} G_{\rm rp} V_{\rm rp} \frac{d\Theta}{dt} = N + F_{\rm BHC} \sin \alpha - G_{\rm rp} g \cos \vartheta, \\ G_{\rm rp} \frac{dV_{\rm rp}}{dt} = F_{\rm BHC} \cos \alpha + G_{\rm rp} g \sin \vartheta - F_{\rm TP}. \end{cases}$$
(4)

Из системы уравнений (4) путем элементарных преобразований можно получить выражение для определения ускорения груза

$$\ddot{L}_{\rm rp} = \frac{F_{\rm BHC}}{G_{\rm rp}} \cos\alpha + g\sin\vartheta - f\left(\dot{L}_{\rm rp}\dot{\Theta}/57, 3 - \frac{F_{\rm BHC}}{G_{\rm rp}}\sin\alpha + g\cos\vartheta\right).$$
(5)

В выражениях (4) и (5) приняты следующие обозначения:

N — сила нормальной реакции груза;

*F*_{впс} — текущее значение силы вытяжной парашютной системы;

 G_{rn}^{n} — масса груза, размещенного в соответствующем гнезде;

 α — угол атаки самолета относительно строительной горизонтали фюзеляжа;

- *g* ускорение свободного падения;
- 9 угол тангажа самолета;

f — коэффициент силы трения при движении груза по грузовому отсеку;

 $\dot{L}_{rp} = V_{rp}$ — скорость движения груза по грузовому отсеку;

 $\dot{\Theta}$ — скорость изменения угла наклона траектории.

Интегрируя выражение (5), можно получить скорость перемещения груза (6) и расстояние, пройденное грузом по грузовому отсеку (7):

$$\dot{L}_{\rm rp} = \dot{L}_{\rm rp} + \Delta t \cdot \ddot{L}_{\rm rp},\tag{6}$$

$$L_{\rm rp} = L_{\rm rp} + \Delta t \cdot \dot{L}_{\rm rp}. \tag{7}$$

При движении грузов, координата L_{rp} меняется от 0 до заданной величины (по условию остановки на заданном удалении от гнезда или сброса груза).

В математической модели рассматриваются две вытяжных парашютных системы:

 ВПС-14 (для десантирования тяжелых грузов весом 10000 кг и более)

— ВПС-8 (для десантирования грузов весом менее 10000 кг).

При моделировании десантирования грузов весом более 10000 кг расчет движения моногруза начинается после увеличения силы вытяжной парашютной системы до 3000 кг (29430 Н). Для определения силы вытяжной парашютной системы ВПС-14 ($F_{\rm BПС_{14}}$) используются графики, показанные на рис. 5 и рис. 6.



Рис. 5. Коэффициент динамичности тяги вытяжной парашютной системы ВПС-14





В динамике сила вытяжной парашютной системы определяется по формуле

$$F_{\text{BIIC}_{14}} = K_{\text{дин}_1} F_{\text{BIIC}_{14}}^{full}, \tag{8}$$

где:

 $K_{\text{дин}_1}$ — коэффициент динамичности тяги вытяжной парашютной системы ВПС-14 (рис. 5);

 $F_{\text{BПС}_{14}}^{full}$ — полная сила вытяжной парашютной системы ВПС-14, в зависимости от приборной скорости при $K_{\text{дин}_1} = 1$.

При моделировании десантирования грузов весом менее 10000 кг расчет движения моногруза начинается после увеличения силы вытяжной парашютной системы до 1500 кг (14715 H). Для определения силы вытяжной парашютной системы ВПС-8 ($F_{\rm BIIC_8}$) используются графики, показанные на рис. 7 и рис. 8.

В динамике сила вытяжной парашютной системы ВПС-8 определяется по формуле

$$F_{\text{BIIC}_8} = K_{\text{дин}_2} F_{\text{BIIC}_8}^{\text{full}}, \tag{9}$$

где:

 $K_{\text{дин}_2}$ — коэффициент динамичности тяги вытяжной парашютной системы ВПС-8 (рис. 7);

 $F_{\text{BIIC}_8}^{full}$ — полная сила вытяжной парашютной системы ВПС-8 в зависимости от приборной скорости при $K_{\text{дин}_2} = 1$.

Перед имитацией движения груза моделируется открытие рампы и дверей. Все поправки к коэффициентам аэродинамических сил и моментов от рампы и боковых дверей в математической модели введены через коэффициенты коррекции:

KOD - коэффициент открытия боковых дверей (KOD = 1 боковые двери открыты, KOD = 0 боковые двери закрыты),

КОR — коэффициент открытия рампы (КОR = 1 рампа открыта, KOR = 0 рампа закрыта).

Время на открытия/закрытия рампы — 40 с, дверей — 1 с.

Изменения аэродинамических характеристики при открытии рампы и боковых дверей для самолета Ил-76МД-90А представлены на рис. 9 (стр. 12–13). Так как изменение аэродинамических характеристик в боковом канале не существенно, эти характеристики в математической модели не учитываются.



Рис. 7. Коэффициент динамичности тяги вытяжной парашютной системы ВПС-8



Рис. 8. Зависимость силы вытяжной парашютной системы от приборной скорости (при $K_{_{\partial un_{\gamma}}} = 1$)



а) Изменение коэффициента силы лобового сопротивления ΔC_x при открытии боковых дверей



б) Изменение коэффициента подъемной силы ΔC_v при открытии боковых дверей











С учетом вышеописанной модели динамики груза и изменения аэродинамических и массово-инерционных характеристик самолета выполнен синтез законов управления рулем высоты и стабилизатором в процессе выполнения режима «Десантирование». В качестве дополнительного ограничения рассмотрено условие по ограничению максимального угла отклонения руля высоты рулевой машиной автопилота. Предполагается, что режим выполняется при автоматическом управлении тягой двигателей в режиме стабилизации заданного значения приборной скорости [3].

Формирование управляющего сигнала системы автоматического управления (САУ) на руль высоты при выполнении режима «Десантирование» основано на реализации терминального способа управления с адаптивной коррекцией управляющего сигнала в зависимости от величины ухода от заданной высоты полета [1, 2].

Основные принципы, заложенные в управляющий сигнал, поясняются на рис. 10.



Рис. 10. Адаптивная стабилизация заданной высоты полета

Показано три положения самолета относительно заданной высоты:

- 1. Отклонение от заданной высоты отсутствует ($\Delta H_1 = 0$ м);
- 2. Отклонение от заданной высоты определяется величиной $\Delta H_2 \neq 0$;
- 3. Отклонение от заданной высоты определяется величиной $\Delta H_3 > \Delta H_2$.

Основная задача управления сводится к обнулению угла $\varepsilon_{\rm II}$ между вектором траекторной скорости полета самолета и направлением на воображаемую точку («цель»), которая движется на заданной высоте и заданном удалении от центра масс самолета. Очевидно, что чем дальше самолет находится от заданной высоты полета по вертикали, тем больше угол между вектором траекторной скорости и направлением на «цель» при неизменном расстоянии до «цели», а следовательно, и больше реакция на этот параметр. Дополнительно усилить реакцию на $\varepsilon_{\rm II}$ можно путем ввода зависимости, уменьшающей расстояние до «цели» $L_{\rm II}$ пропорционально отклонению от заданной высоты полета.

В режиме «Десантирование» формирование управляющего сигнала на руль высоты сводится к выполнению следующих действий:

1. Определение рассогласования между текущей и заданной барометрической высотой полета:

$$\Delta H = H + H_{_{\rm 3ag}}.$$

2. Определение параметра, определяющего строгость стабилизации заданной высоты:

$$L_{\rm II} = L_{\rm II_{max}} - 10,0 \big| \Delta H \big|,$$

где: $L_{II_{max}}$ выбирается из условия заданных требований к стабилизации высоты при $|\Delta H| = 0$ м.

С увеличением отклонения от заданной высоты величина $L_{\rm II}$ уменьшается. Минимальное значение $L_{\rm II_{min}}$ выбирается из условия сохранения требуемого запаса устойчивости.

3. Определение угла ε_{μ} и скорости его изменения $\dot{\varepsilon}_{\mu}$ между вектором траекторной скорости самолета и направлением на воображаемую точку, которая движется на заданной высоте и заданном удалении от центра масс самолета:

$$\varepsilon_{II} = \Theta + \arcsin\left(\frac{\Delta H}{L_{II}}\right) 57,3; \qquad \dot{\varepsilon}_{II} = \dot{\Theta} + \frac{V_y}{\sqrt{L_{II}^2 - \Delta H^2}};$$

где: Θ – угол наклона траектории, V_y – вертикальная скорость.

- - 4. Определение скорости изменения угла наклона траектории Θ и углового ускорения тангажа $\dot{\omega}_{7}$.

$$\dot{\Theta} = \Theta \frac{p}{0,1p+1}; \qquad \dot{\omega}_z = \omega_z \frac{p}{0,1p+1};$$

5. Определение позиционной составляющей управляющего сигнала САУ на руль высоты

$$\sigma_p = K_{\varepsilon_{\mathrm{II}}} \varepsilon_{\mathrm{II}} + K_{\dot{\varepsilon}_{\mathrm{II}}} \dot{\varepsilon}_{\mathrm{II}} + K_{\dot{\omega}_z} \dot{\omega}_z + K_{V_y} V_y,$$

где: $K_{\epsilon_{II}}, K_{\dot{\epsilon}_{II}}, K_{\dot{\omega}}, K_{V_{u}}$ – коэффициенты усиления.

6. Определение дискретно-непрерывной форсированной составляющей управляющего сигнала САУ на руль высоты

$$\sigma_{j_i} = \sigma_{j_i} + K_{\varepsilon_{II}} \varepsilon_{II} + K_{\dot{\varepsilon}_{II}} \dot{\varepsilon}_{II} + K_{\dot{\omega}_z} \dot{\omega}_z + K_{V_y} V_y.$$

7. Управляющий сигнал на руль высоты:

$$\sigma_{\Sigma} = K_{\sigma} \left(\sigma_{p} + K_{\int} \sigma_{\int} \right);$$

где: K_{f} — понижающий коэффициент; K_{σ} — коэффициент коррекции управляющего сигнала в зависимости от приборной скорости.

Применительно к самолету Ил-76-МД-90А из условия возможного проскальзывания муфты рулевой машины, при выполнении режима «Десантирование» выходной сигнал из продольного канала САУ-76 на руль высоты ограничивается величиной ±8°. С увеличением массы десантируемого груза и расстояния, которое груз проходит по грузовой кабине, расход руля высоты на пикирование увеличивается. Для предотвращения выхода руля высоты за установленное ограничение в условиях, когда эффективности управляющего сигнала на руль высоты недостаточно, предусмотрено формирование дополнительного перемещения стабилизатора на пикирование. Установлено, что для самолета Ил-76МД-90А формирование дополнительного сигнала на стабилизатор целесообразно формировать при условии страгивания грузов с 6-ого и 11-ого гнезда. При этом необходимо сформировать сигналы страгивания и схода грузов. Для случаев, когда грузы размещаются в гнездах ближе к обрезу рампы, достаточно работы стабилизатора в режиме автобалансировки без формирования дополнительного сигнала на пикирование.

В случае страгивания грузов с 6-ого или 11-ого гнезда (по сигналам от датчиков страгивания) формируются дополнительные управляющие сигналы на стабилизатор:

- 1. Обнуляется балансировочный сигнал на стабилизатор путем постепенного его списывания до нуля через градиентный фильтр;
- 2. По сигналу страгивания груза с 6-ого или 11-ого гнезда запоминается угол установки стабилизатора (ϕ_{CT_0}) и формируется сигнал на перемещение стабилизатора для частичной компенсации возмущения от движения груза в виде зависимости порции перемещения стабилизатора на пикирование от приборной скорости

$$\varphi_{\rm CT} = \varphi_{\rm CT_0} + \Delta \varphi_{\rm CT} \left(V_{\rm np} \right).$$

3. Когда управляющий сигнал на руль высоты приближается к заданному ограничению +8°, по условию $\sigma_{\Sigma} > +6^\circ$:

$$\varphi_{\rm CT} = \varphi_{\rm CT_0} + \Delta \varphi_{\rm CT} \left(V_{\rm np} \right) + 2^\circ.$$

- 4. При условии схода грузов с 6-ого или 11-ого гнезда по признаку отключения режима «Десантирование» начальное значение балансировочного сигнала принимается равным значению управляющего сигнала.
- 5. Движение стабилизатора прекращается по условию отработки заданной порции перемещения $\Delta \phi_{CT}$ и условию изменения знака управляющего сигнала на руль высоты на отрицательный (кабрирование):

Если
$$\Delta \phi_{CT} \ge \Delta \phi_{CT_0} + \Delta \phi_{CT}$$
 и $\sigma_{\Sigma} \le 0$, то $\dot{\phi}_{CT} = 0$.

Следует отметить, что качество решаемых задач зависит от качества стабилизации заданной скорости полета при определенном положении взлетно-посадочной механизации крыла. В этой связи в режиме САУ «Десантирование» целесообразно использовать автоматическое управление тягой двигателей.

Результаты математического моделирования

В основу математического моделирования заложен сценарий последовательности выполняемых действий, определенных в руководстве по летной эксплуатации самолета (РЛЭ) логикой формирования управляющих сигналов и включения (выключения) режимов САУ.

Логика работы режима «Десантирование» сводится к выполнению следующих действий:

- 1. На подлете к зоне десантирования, техник по авиационно-десантному оборудованию (АДО) открывает рампу и, при необходимости, боковые двери.
- 2. Командир экипажа выполняет балансировку самолета и снимает усилия со штурвальной колонки за счет перемещения стабилизатора на заданной высоте и скорости десантирования в режиме горизонтального установившегося по скорости прямолинейного полета без крена с открытой рампой и выпущенной в заданное положение механизацией крыла с последующим включением (но не менее чем за 10 с до достижения точки десантирования) следующих режимов САУ:
 - стабилизация заданного (текущего) путевого угла (ЗПУ);
 - стабилизация заданной (текущей) приборной скорости автоматом тяги;
 - стабилизация заданной барометрической высоты полета.
- 3. В продольном канале управления включение режима САУ «Десантирование» выполняется нажатием кнопки «Сброс». Кнопку «Сброс» нажимает штурман после получения сообщения командира экипажа: «К режиму автоматического десантирования готов».
- 4. Режим «Десантирование» подключится при выполнении следующих условий:
 - Крен не превышает 1 градуса;
 - Приращение нормальной перегрузки не превышает 0,1;
 - Автомат тяги обеспечивает стабилизацию заданного значения приборной скорости при условии, что темп приращения приборной скорости не превышает 1 км/ч/с.
- 5. Момент страгивания груза с соответствующего гнезда и его сход с обреза рампы должен контролироваться экипажем по докладу техника по АДО и по сигналам от датчиков страгивания и схода грузов.
- 6. Отключение режима «Десантирование» выполняется по условию полного закрытия рампы по сигналу от соответствующего концевого выключателя.

На рис. 11 показан сход тяжелого моногруза с обреза рампы под действием вытяжной парашютной системы.



Рис. 11. Процесс десантирования моногруза с использованием вытяжной парашютной системы

На самолете в районе 6-ого и 11-ого гнезда установлены датчики страгивания платформы (груза). Один из вариантов формирования сигналов с датчиков страгивания грузов показан на рис. 12 (стр. 20). Датчики страгивания грузов с 6-ого и 11-ого гнезда формируют два вида сигналов:

0 — груза в соответствующем гнезде нет (контакты датчика разом-кнуты);

1 — груз установлен в соответствующее гнездо (контакты датчика замкнуты).

По сигналам от датчиков страгивания грузов с 6-ого или 11-ого гнезда формируются разовые команды на соответствующие перемещения стабилизатора.

Варианты формирования сигналов с датчиков 6-ого и 11-ого гнезда показаны на рис. 12. Рассматривается пример размещения грузов в 6-ом и 11-ом гнездах.



 Твездо 11
 Гездо 6

 1
 0

 2. По признаку страгивания груза с 11-ого гнезда

 Гвездо 11

 0

Рис. 12. Варианты формирования сигналов с датчиков 6-ого и 11-ого гнезда

До страгивания грузов состояние сигналов с датчиков: 1 (гнездо 11), 1 (гнездо 6).

При страгивании груза с 6-ого гнезда состояние сигналов с датчиков меняется на: 1 (гнездо 11) и 0 (гнездо 6). По сигналу с 6-ого гнезда (1-0) формируется сигнал на отключение режима автобалансировки, списывания балансировочного сигнала и формируется упреждающий сигнал на стабилизатор по признаку страгивания груза с 6-ого гнезда.

При страгивании груза с 11-ого гнезда состояние сигналов с датчиков меняется на 0 (гнездо 11) и 0 (гнездо 6). По сигналу с 11-ого гнезда (1-0) формируется сигнал на отключение режима автобалансировки, списывания балансировочного сигнала и формируется упреждающий сигнал на стабилизатор по признаку страгивания груза с 11-ого гнезда. Сигнал с 6-ого гнезда блокируется по признаку страгивания груза с 11-ого гнезда.

Некоторые результаты математического моделирования режима «Десантирование» приведены на рис. 13...20. На рис. 13...16 приведены результаты моделирования десантирования грузов массой 3700 кг.

Рассмотрены варианты одиночного десантирования (рис. 13...15) и десантирование серии грузов последовательно с 1-ого, 6-ого и 11-ого гнезда (рис. 16). Для всех вариантов соблюдалось условие неизменных начальных значений массы и скорости самолета.

Так как гнездо №1 расположено в непосредственной близости от обреза рампы, десантирование груза с этого гнезда не приводит к сущестенным возмущениям параметров движения самолета (см. рис. 13). Движение груза до момента его отделения от самолета приводит к смещению центра масс самолета на $\Delta X_{\rm T} = 1,5\%$ САХ. Для парирования возмущений от движения груза и последующего закрытия дверей и рампы максимальное отклонение руля высоты не превышало 2 градуса. При этом стабилизатор находился в режиме автобалансировки и не перемещался. В процессе выполнения десантирования максимальное отклонения десантирования максимальное отклонения доти в режиме автобалансировки и не перемещался. В процессе выполнения десантирования максимальное отклонение от заданной высоты полета достигало величины 1,52 м.

При десантировании груза с гнезда №6 увеличилась дистанция перемещения груза от 6-ого гнезда до обреза рампы. Это привело к увеличению диапазона изменения центра масс самолета до $\Delta X_{\rm r} = 4,45\%$ САХ (см. рис. 14). По признаку страгивания груза с 6-ого гнезда был сформирован сигнал на упреждающее перемещение стабилизатора, что позволило обеспечить расход руля высоты в пределах в пределах 2 градусов при максимальном отклонении от заданной высоты не превышающем 1 метр. По возмущениям параметров движения наблюдаются два характерных участка: движение груза по грузовому отсеку и начало закрытия дверей и рампы.

При десантировании груза с гнезда №11 дальнейшее увеличение дистанции перемещения груза от 11-ого гнезда до обреза рампы привело к увеличению диапазона изменения центра масс самолета до $\Delta X_{\rm r} = 7,5\%$ САХ (рис. 15). По признаку страгивания груза с 11-ого гнезда был сформирован сигнал на упреждающее перемещение стабилизатора, что позволило обеспечить расход руля высоты в пределах 4 градусов при максимальном отклонении от заданной высоты не превышающем 2 метра. По возмущениям параметров движения наблюдаются два характерных участка: движение груза по грузовому отсеку и начало закрытия дверей и рампы с перемещением стабилизатора суммарно на 2 градуса.

При десантировании серии грузов (рис. 16) последовательных сход грузов приводил к смещению центра масс самолета назад, при этом, движение груза с 1-ого гнезда привело к приращению центровки на $\Delta X_{\rm r} = 1,5\%$ САХ, движение груза с 6-ого гнезда — на $\Delta X_{\rm r} = 4,4\%$ САХ, а движение груза с 11-ого гнезда — на $\Delta X_{\rm r} = 8\%$ САХ. Суммарное перемещение стабилизатора на пикирование составило 2,7 градуса. Максимальный угол отклонения руля высоты не превысил 4 градусов, а максимальное отклонение от заданной высоты не превысило 2 метров.









🔥 КРЭТ

миза











миза

Увеличение массы десантируемого груза до 10000 кг привело к соответствующему увеличению возмущений от движения и схода грузов и расходу рулей на парирование этих возмущений при тех же скорости полета и массе самолета:

- 1. Десантирование груза с 1-ого гнезда сопровождалось смещением центра масс самолета назад на $\Delta X_{\rm T} = 4,1\%$ САХ (рис. 17) при перемещении руля высоты на парирование кабрирующего момента до 1,56 градуса. Максимальное отклонение от заданной высоты достигало величины 1,23 м.
- 2. Десантирование груза с 6-ого гнезда привело к смещению центра масс самолета назад на $\Delta X_{\rm r} = 12\%$ CAX (рис. 18) при перемещении руля высоты на парирование кабрирующего момента до 5,9 градуса. Максимальное отклонение от заданной высоты достигало величины 3,56 м. После страгивания груза формировался сигнал на стабилизатор. Суммарное перемещение стабилизатора в сторону пикирования достигало приращения 2,5 градуса.
- 3. Десантирование груза с 11-ого гнезда привело к смещению центра масс назад на ∆X_т = 20,16%САХ (рис. 19), при этом для парирования кабрирующего момента потребовался весь располагаемый ход руля высоты 8 градусов. Однако в этом положении руль высоты находился не более 1 секунды. Суммарное перемещение стабилизатора в сторону пикирования достигало приращения 4,6 градуса. Максимальный увод от заданной высоты составил 10,43 м.
- 4. Моделирование десантирования трех грузов массой 10000 кг каждый последовательно с 1-ого, 6-ого и 11-ого гнезда не привело к существенным отличиям от соответствующих одиночных сбросов грузов.

Выводы

Результаты математического моделирования показали возможность реализации автоматического управления на режиме «Десантирование» в условиях ограниченного расхода руля высоты. Установлено, что по мере увеличения протяженности движения груза по грузовому отсеку и увеличения массы груза увеличивается смещение центра масс самолета назад и увеличивается величина кабрирующего момента, что приводит к увеличению расхода руля высоты на пикирование. С целью повышения эффективности управляющих воздействий в канале руля высоты показана возможность формирования упреждающего сигнала на стабилизатор, величина которого зависит от места страгивания груза и скорости полета.

Литература

- 1. Гребёнкин А. В. Реализация универсального способа траекторного управления в вертикальной плоскости применительно к режимам САУ «Автоматический взлет», «Смена эшелона», «Стабилизация высоты», «Посадка». II Всероссийская научно-техническая конференция «Моделирование авиационных систем». Сборник тезисов докладов. — М: ФГУП «ГосНИИАС», 2013. С. 69–70.
- 2. Куликов В. Е., Балякин М. С., Куликов В. В., Юрченко А. С., Юрченко Д. Б. Аналитический синтез автомата тяжелого самолета. // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2017. № 19. С. 60–78.

УДК 629.7.015

ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ ВЕТРА ПО ДАННЫМ КОМПЛЕКСНОЙ ОБРАБОТКИ

Юлия Валентиновна ГАВРИЛЕНКО, к. т. н., доцент, Наталия Александровна ЗАЙЦЕВА, д. т. н., профессор Егор Александрович КОНЯХИН, Александр Алексеевич МОРОЗОВ ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики» E-mail: inbox@aomiea.ru

Одной из основных задач бортовой вычислительной системы является автоматическое самолетовождение от аэродрома взлета до аэродрома посадки по заранее запрограммированному маршруту. Для этого требуется такое решение, которое обеспечивало бы нормы эшелонирования и вывод самолета в заданное время в соответствии с требованиями нормативных документов. В условиях реальной атмосферы, параметры которой отличаются от стандартной, характеристики будут отличаться от расчетных. К таким характеристикам можно отнести: силу тяги, расход топлива, скорость полета, предельно допустимую высоту полета. С целью выяснения и изучения реальной скорости и угла ветра и определения взаимосвязи между параметрами ветра и параметрами атмосферы была проведена статистическая обработка полетных данных. Скорость ветра имеет случайную составляющую, которая определяется и измерительными средствами, и самой скоростью ветра на высотах в рассматриваемом регионе.

Ключевые слова: навигационный контур, комплексная обработка информации, ветер, стандартная атмосфера.

WIND PARAMETERS ESTIMATION ACCORDING TO FLIGHT DATA INTEGRITY

Juliya V. GAVRILENKO, Ph.D. in Engineering Nataliya A. ZAITSEVA, D. Sc. in Engineering, professor Egor A. KONYAKHIN, Alexander A. MOROZOV 'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC E-mail: inbox@aomiea.ru

One of the main tasks of the flight management system is flight management from take-off airfield to the landing airfield along a preprogrammed route. This requires a solution that would provide flight level rules and aircraft guidance at a given time in accordance with regulatory documents requirements. In a real atmosphere, the conditions of which differ from the standard, the characteristics will differ from the calculated. These characteristics include: thrust, fuel consumption, flight speed, maximum permissible altitude. In order to clarify and study wind speed and angle and to determine the relationship between wind parameters and atmosphere parameters, statistical processing of flight data was carried out. Wind speed has a random component, which is determined both by the measuring instruments and by the wind speed at altitudes in the region under consideration.

Keywords: navigation multi-sensor system, data integrity, wind, standard atmosphere.

Вычислительные системы самолетовождения (ВСС) или FMS (Flight Management System), являющиеся ядром навигационного контура, решают в полете самые разнообразные задачи вывода самолета в автоматическом режиме от аэродрома взлета до аэродрома посадки по заранее запрограммированному маршруту.

Решение этих задач обеспечивается множеством факторов:

— заданием маршрута полета;

— выполнением полета от одного пункта маршрута (ПМ) к другому с выдерживанием заданной линии пути как в горизонтальной плоскости, так и в вертикальной, тем самым обеспечивая безопасность самолетовождения;

— решение топливно-временных задач, в том числе вывод самолета в заданную точку в заданное время и др.

Все перечисленные задачи требуют такого решения, которое обеспечивало бы нормы эшелонирования и вывод самолета в заданное время в соответствии с требованиями нормативных документов.

Создание гибкой глобальной системы организации воздушного движения для всех пользователей на всех этапах полета должно обеспечивать согласованные уровни безопасности, оптимальные экономические показатели, соблюдение требований охраны окружающей среды и национальной безопасности.

Система организации воздушного движения (ОрВД) рассматривает траекторию движения пилотируемого или беспилотного воздушного судна на всех этапах полета и управляет взаимодействием между траекториями с минимальным отклонением от запрошенной пользователем траектории полета.

На качество выполнения полета и соблюдение требований нормирующих документов, таких как навигационные спецификации PBN (Performance based Navigation) [1], наряду с разработкой новых навигационных средств влияет точное знание метеорологических условий выполнения полета, взаимодействия самолета и окружающей среды. От физического состояния атмосферы зависят и сила тяги, расход топлива, скорость и предельно допустимая высота полета.

Параметры окружающей среды, такие как скорость и направление ветра, температура наружного воздуха и давление необходимо иметь в полете с максимально возможной точностью, чтобы рассчитать все необходимые для полета данные.

При проектировании воздушных судов в расчеты закладываются параметры атмосферы, не зависящие от географического района, времени года или суток. Это параметры стандартной атмосферы (СА) [2].

Данные СА близки к осредненным величинам многолетних наблюдений в летний период на широте примерно 45°.

Как видно из параметров CA, до высоты 11 км температура меняется линейно с высотой, а в слое от 11 км до 20 км температура примерно 56,5° C.

В условиях реальной атмосферы, параметры которой отличаются от CA, характеристики BC также будут отличаться от расчетных. К таким характеристикам можно отнести: силу тяги, расход топлива, скорость полета, предельно допустимую высоту полета.

Параметры ветра и влажности не входят в характеристики СА.

Ветер — это вектор, который характеризуется скоростью и направлением. При метеорологическом обеспечении полетов используется метеорологический ветер, направление которого выражается в десятках градусов и определяется азимутом той точки горизонта, откуда ветер дует. Метеорологический ветер отличается по направлению от навигационного ветра на 180°.

Скорость ветра у поверхности земли в РФ измеряется с помощью анемо-румбометров в м/с (MPS), а в других странах может измеряться в км/ч (KMH) или в узлах (KT).

На приземных картах погоды, в телеграммах METAL SPECI дается фактический истинный ветер, направление которого отсчитывается от географического (истинного) меридиана. Период осреднения этого ветра — 10 мин.

В местных сводках погоды по аэродрому, в передачах ATIS (Automatic Terminal Information Service), для взлета и посадки воздушного судна дается магнитный ветер, осредненный за 2 мин. Направление магнитного ветра отсчитываем от северного направления магнитного меридиана. Магнитный ветер отличается от истинного ветра, если магнитное склонение — 5° или более. При определении магнитного ветра, если магнитное от направления истинного ветра, а при отрицательном (западном) магнитном склонении — прибавляется.

С помощью анеморумбометров можно определить мгновенный ветер, период осреднения которого 2–3 с. Если максимальная мгновенная скорость ветра превышает среднюю скорость за период осреднения на 5 м/с или более, то в местных сводках погоды по аэродрому и в телеграммах METAR дается максимальный ветер — порыв.

Порывистость ветра указывает на наличие турбулентности в атмосфере: движение воздуха в атмосфере носит турбулентный (вихревой) характер, следствием чего является изменение (колебание) направления и скорости ветра. В высоких широтах тропосфера простирается до высоты 8–10 км, в умеренных широтах — до 10–12 км, а в тропической зоне до 16–18 км. До тропопаузы температура воздуха с высотой понижается. В стратосфере температура воздуха повышается с увеличением высоты. Повышение температуры связано с поглощением озоном жесткого ультрафиолетового излучения. На высоте 20 км наблюдаются перламутровые облака, имеющие радужную окраску и состоящие из ледяных кристаллов. В верхней стратосфере бывают зимние стратосферные потепления, когда температура воздуха повышается до 26° С.

В зависимости от влияния на летательные аппараты атмосфера делится на плотные слои атмосферы (до 150 км) и околоземное космическое пространство (выше 150 км). В пределах плотных слоев атмосферы летательный аппарат с выключенным двигателем не может совершить хотя бы один оборот вокруг Земли: он потеряет скорость и сгорит.

1. Обработка результатов полетов воздушного судна на постоянных высотах

С целью выяснения и изучения реального поведения скорости и угла ветра и определения взаимосвязи между параметрами ветра и параметрами атмосферы была проведена статистическая обработка полетных данных.

Обрабатывались следующие данные: скорость и угол ветра, полное давление и температура. Считается [3-5], что параметры ветра зависят в большей степени именно от давления и температуры, а скорости их изменения — от изменения градиентов давления и температуры при выполнении маршрута.

Анализ поведения параметров атмосферы и ветра проводился по девяти полетам, выполненным в средних широтах, в каждом из которых выделялось по два участка, которые выполнялись примерно на постоянной высоте. Каждый такой участок считается отдельным экспериментом, что необходимо для распределения по высотам и получения статистики для разных высот.

Параметры ветра (модуль и направление) рассчитываются из навигационного треугольника

$$V_{\Gamma} = V_{H} \cos(\vartheta);$$
$$U = \sqrt{V_{\Gamma}^{2} + W^{2} - 2V_{\Gamma}W \cos(\Upsilon C)}$$

$$\mathbf{YB}_{H} = \Pi \mathbf{Y} + \arctan\left(\frac{V_{\Gamma} \sin(\mathbf{YC})/W}{(U^{2} + W^{2} - V^{2})/(2UW)}\right)$$

$$\text{YB}_{M} = \text{YB} + 180^{\circ}$$

где:

УС – угол сноса, определяется как разность путевого угла и истинного курса;

 ϑ – угол тангажа;

 V_{μ} – истинная скорость; V_{Γ} – истинная скорость горизонтированная;

 \ddot{W} – путевая скорость;

U – модуль скорости ветра; УВ_н – угол ветра навигационный;

УВ, – угол ветра метеорологический.

Параметры V_г, W, U, УС, 9 являются выходными параметрами алгоритма комплексной обработки информации.

Рассмотрим в качестве примера обработку данных одного из полетов. Графики траектории и параметров полета приведены на рисунках 1 (a, b, c) и 2 (a, b, c) соответственно. На рисунке 1 (стр. 38) приведена траектория полета №8, который проходил в средних широтах и имел много прямолинейных участков.

На рисунке 2 (стр. 39) приведены параметры полета, зарегистрированные бортовым самописцем. Анализ приведенного графика позволяет выделить два участка, где полет проходил примерно на постоянной высоте.

На рисунке 3 (стр. 40) приведен второй участок полета 8, который проходит примерно на постоянной высоте. Именно для этого участка на рисунках 4–5 приведены параметры полета, полученные непосредственно измерением или расчетным путем (такие, как параметры ветра).

На рис. 4 и 5 (стр. 41) приведены графики поведения давления и скорости ветра для участка 8.2.



Московский институт электромеханики и автоматики





🔥 КРЭТ

миза







миза

40

№ 31, 2020 год

Рис. 4. График изменения давления на высоте 10050–10100 м







Как видно из приведенных графиков, характер поведения скорости ветра носит колебательный характер, что определяется и средствами измерителей, и самим характером поведения ветра на этих высотах в данном регионе.

Данные всех девяти полетов приведены в таблице 1.

Высота, м	Номера полетов и участков	Средняя темпе- ратура [°С]	Среднее давление, [гПа]	Средняя скорость ветра, [м/с]	
10050-10100 1.1		-64,82295804	383,8560513	30,37735063	
	2.1	-56,54226625	373,9825922	28,2129118	
	9.1	-64,07896919	369,7473672	16,73263038	
	8.2	-52,08439658	391,4902895	5,497840598	
Среднее по высоте	4 полета	-59,382147515	379,76907505	20,20518335	
10600-10700	2.2	-59,04377025	355,0503299	15,3166518	
	3.1	-63,46649958	349,5264373	23,14596125	
	4.1	-66,66897792	357,6055651	6,460081977	
	6.1	-65,11917835	354,3359221	26,58838093	
	7.1	-62,99637769	355,0343604	18,59048422	
Среднее по высоте	е по ста те и полета -63,4589607		354,310523	18,02031204	
10365	8.1	-54,43297061	370,3244782	6,339488419	
~10970–11000	3.2	-65,54796256	345,0253035	21,12421675	
	4.2	-65,53194304	340,8987075	6,806141731	
	5.1	-59,62581204	336,4364787	9,327197001	
	6.2	-67,14110309	333,8051676	22,40563082	
	7.2	-63,86811457	332,025776	18,49489254	
Среднее по высоте	5 полетов	-64,34298706	337,63828666	15,6316157696	
11282	5.2	-61,50869192	324,7290258	258 8,754505107	
9748	9.2	-63,24763547	417,9898495	15,72499717	

Таблииа 1.

Анализируя ряд графиков изменения скорости ветра на высотах от 10000 до 11000 м, можно сделать следующие выводы о характере изменения скорости ветра в свободной атмосфере:

1) Скорость ветра имеет условно среднечастотную гармоническую составляющую с периодом колебаний: $T_{\rm cp} = 400...500$ с.

Частота колебаний: $f_{cp} = 0,001...0,0025$ Гц.

При скорости воздушного судна приблизительно 220 м/с период времени T_{cp} соответствует расстоянию 88–100 км.

Амплитуда таких колебаний может достигать величины ±4 м/с.

2) При анализе графиков измерений параметров ветра, полученных на интервалах времени нескольких десятков минут, выявляется тенденция к постоянному увеличению/уменьшению скорости ветра.

3) Полеты проводились в пределах тропосферы, где наблюдается тенденция к колебаниям давления и температуры, что соответственно отражается на параметрах ветра.

4) Но полученные результаты позволяют начать разработку математической модели параметров ветра при наличии исходного значения на *t*-интервал вперед.

Таким образом, следующим этапом исследования влияния параметров атмосферы на параметры ветра будет рассмотрение действующих в атмосфере на частицу воздуха сил с целью составления дифференциальных уравнений, описывающих поведение скорости и угла ветра.

Литература

- 1. ICAO Doc 9613 издание 4. Руководство по требуемым навигационным характеристикам (PBN).
- 2. ГОСТ 24728-81. Пространственное и временное распределение характеристик.
- 3. Баранов А. М., Солонин С. В. Авиационная метрология. Гидрометеоиздат, Ленинград, 1975.
- 4. Сафонова Т. В. Авиационная метрология. Учебное пособие. УВАУ ГА, Ульяновск, 2005.
- 5. Шакина Н. П., Иванова А. Р. Прогнозирование метеорологических условий для авиации. Москва, 2016.

В таблице определены номера и участки полетов по высоте. Приведены МО температуры, полного давления и скорости ветра по всем измерениям. Для каждой высоты рассчитано МО для соответствующих величин по количеству полетов.

Полеты нумеруются: *N*, *X*, где *N* — номер полета, *X* — номер участка.

ИМИТАЦИОННЫЙ МЕТОД АПОСТЕРИОРНОГО ОЦЕНИВАНИЯ СОСТОЯНИЯ УПРАВЛЯЕМОГО ОБЪЕКТА*

Игорь Сергеевич КИКИН, к. т. н.

ФГУП «Государственный научно исследовательский институт авиационных систем» ГНЦ РФ

E-mail: kikin@gosniias.ru

Актуальная проблема теории управления — создание методов алгоритмического конструирования информационно-управляющих систем (ИУС), реализующих автономное оценивание координат состояния управляемого объекта, точность которого не зависит от ошибок измерений. Такое оценивание особенно эффективно, если в составе ИУС применяется информационная система (ИС) с накоплением ошибок измерений, в которой регулируемые координаты определяются в результате интегрирования измеряемых первых или вторых производных координат. В рамках инициативного проекта № 19-08-00752, поддержанного Российским фондом фундаментальных исследований, начата разработка алгоритмических методов коррекции ИС. В их основу заложен принцип мгновенной апостериорной обработки информации, полученной в результате ее пассивного накопления в режиме наблюдения управляемого процесса нормальной эксплуатации объекта управления (ОУ).

В работе изложены принципы формирования оценок состояния ОУ, инвариантных к ошибкам измерений. Ключевой элемент решения проблемы — мгновенная апостериорная идентификация факторов неопределенности процесса управления, которая обеспечивает возможность реализации имитационного метода оценивания.

Ключевые слова: алгоритмическое конструирование, информационно-управляющая система, имитационный метод оценивания, автономная коррекция, мгновенная апостериорная обработка информации, идентификация, оценивание состояния.

A SIMULATION-BASED METHOD OF APOSTERIORI CONTROL STATE ESTIMATION*

Igor S. KIKIN, PhD in Engineering

'FSUE "State Research Institute of Aviation Systems' State Scientific Center of Russian Federation E-mail: kikin@gosniias.ru

An immediate problem in control theory is the creation of methods for the algorithmic design of information and control systems (ICS) that implement self-contained control state estimation, which accuracy is independent of measurement errors. Such estimation is especially effective if ICS includes an information system (IS) with measurement errors accumulation, in which the controlled coordinates are determined as a result of integration the their measured first or second derivatives. As part of the project N 19-08-00752, supported by the Russian Foundation for Basic Research, the development of algorithmic methods for IS correction has started. They are based on the principle of instantaneous a posteriori information processing obtained as a result of its passive accumulation in the controlled process observation mode of the control state normal operation.

The article describes the generation principles of control state estimates that are invariant to measurement errors. The solving problem key is instantaneous a posteriori identification of the uncertainty factors of the control process, which provides the possibility of implementing simulationbased estimation method.

Keywords: algorithmic design, information control system, simulation based estimation method, self-contained compensation, instantaneous a posteriori information processing, identification, state estimation.

*Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, проект № 19-08-00752

*The study is performed with financial support from Russian Foundation for Basic Research, project № 19-08-00752

Введение

Работа посвящена поиску пути эффективного решения фундаментальной научной проблемы в области прикладной теории автоматического управления — созданию методов синтеза информационно-управляющих систем (ИУС), в которых реализуется формирование оценок вектора состояния объекта управления (ОУ), инвариантных к погрешностям измерений вектора выхода объекта. Если в состав ИУС сходит информационная система (ИС) с накоплением ошибок измерений, решение этой проблемы позволит реализовать коррекцию ИС без внешних источников информации о координатах состояния ОУ.

В основу этих методов заложен принцип мгновенной апостериорной обработки информации (МАОИ), который характеризуется следующими особенностями:

- коррекция координат состояния ОУ осуществляется при помощи **ретроспективных алгоритмов оценивания состояния ОУ** в результате обработки массива данных, накопленных на интервале наблюдения режима нормальной эксплуатации ОУ;
- для уточнения измерений применяется имитационный метод оценива-ния (ИМО), который заключается в моделировании процесса формирования фазовой траектории ОУ при полной априорной информации об условиях его реализации.

Решение проблемы сводится к идентификации факторов неопределенности процесса управления, с целью обеспечения адекватности детерминированных моделей имитационного оценивания. Идентификация факторов неопределенности в замкнутых системах автоматического управления (САУ) базируется на феномене дуализма управления, который был открыт и существенно развит А. А. Фельдбаумом [1].

Имитационная оценка вектора состояния ОУ не зависит от ошибок измерений, в отличие от оценок, которые формируются динамическим наблюдателем состояния по измерениям вектора выхода ОУ [2].

Применение ИМО для информационного обеспечения процесса управления — новый резерв повышения точности управления за счет компенсации влияния спектрально неотличимых от полезного сигнала помех в цепи главной обратной связи САУ.

Исследования возможностей структурно-алгоритмических методов ком-пенсации влияния на точность САУ погрешностей измерений начаты в порядке реализации инициативного проекта, поддержанного Российским фондом фундаментальных исследований. Проведены системные исследования [3, 4] с целью определения принципов решения проблемы и исследования вариантов применения указанных принципов для моделей одноканальных САУ [5–0].

Общий алгоритм оценивания состояния ОУ в режиме МАОИ включает в себя следующие этапы:

1. Формирование исходных данных для имитации процесса управления и/или процесса измерений при отсутствии факторов неопределенности (при полной априорной информации об условиях реализации процессов):

1.1. Пассивное накопление информации об управляемом процессе с регистрацией наблюдаемых переменных состояния и управления;

1.2. Параметрическая идентификация в режиме МАОИ факторов неопределенности процесса управления — случайных воздействий на ОУ и ошибок измерительных систем.

2. Моделирование указанных в п. 1 процессов в режиме МАОИ с целью формирования имитационных оценок координат состояния ОУ, инвариантных к ошибкам измерений.

Алгоритм этапа 1.2 требует, как правило, реализации поискового режима идентификации с настраиваемой моделью. Реализация ИМО с применением модели измерений, при строгом подходе к решению, требует обратимости этой модели, т. е. для заданного выхода можно найти единственный входной сигнал [11].

На настоящем этапе развития теории МАОИ осуществляется поиск решений конкретных практических задач с упрощенным режимом идентификации факторов неопределенности. Один из вариантов такого упрощения связан с возможностью оценивания эквивалентного возмущения, действующего на объект управления по установившемуся значению управляющей переменной [5–10]. В настоящей статье делается попытка определения принципа решения рассматриваемой проблемы для обобщенных моделей управляемых процессов. Рассматривается задача позиционного управления.

Для систем позиционного и позиционно-траекторного управления применяются два варианта ИС с накоплением ошибок:

а) на базе датчиков первых производных обобщенных позиционных координат с однократным интегрированием показаний датчиков (ИС типа J1);

б) на базе датчиков вторых производных обобщенных позиционных координат с двукратным интегрированием показаний датчиков (ИС типа J2).

Стремительный рост вычислительных возможностей пилотажно-навигационных комплексов (ПНК) летательных аппаратов (ЛА) дает основание предположить, что в ближайшей перспективе развития САУ ЛА будут созданы условия для практического применения новых информационных технологий обработки данных, основанных на МАОИ, в целях качественного улучшения навигационного обеспечения ЛА. Применение указанных технологий коренным образом изменит существующие подходы к проектированию комплексов навигационного обеспечения САУ ЛА [12] в части интеграции как базовых методов навигации (методы счисления координат, позиционные и обзорно-сравнительные методы), так и навигационных измерений (инерциальных, аэрометрических, электромагнитных). Актуальность исследований новых методов навигационных определений обусловлена необходимостью создания инженерных методик алгоритмического конструирования ПНК, реализующих новые информационные технологии. Главный ожидаемый результат практического применения этих технологий реализация самокоррекции погрешностей систем счисления навигационных координат, что снимает ограничение по времени автономного счисления, обусловленное накоплением ошибок измерений.

Новое качество систем счисления координат делает ПНК некритичным к потере функциональности его подсистем, реализующих позиционные и обзорно-сравнительные методы навигации, в особых ситуациях, таких как:

- противонавигационное поле радиопомех, исключающее нормальное функционирование радионавигационных систем;
- ситуации, связанные с отказом или недопустимым уровнем помех для средств зондирующей и пассивной оптической локации, которые приводят к невозможности обсервации (определения места ЛА по наблюдениям внешних ориентиров с известными координатами, наземных объектов и/или небесных светил);
- отказ или недопустимый уровень помех для средств регистрации поверхностных навигационных полей Земли;
- длительный полет над безориентирной местностью в условиях отсутствия внешних источников навигационной информации.

1. Исходные данные для синтеза алгоритмической структуры ИУС

1) Оператор ОУ, определяющий закон соответствия между входными переменными объекта и его фазовыми координатами (переменными состояния), представим в виде векторного дифференциального уравнения второго порядка:

$$\frac{t^2 \mathbf{x}}{tt^2} = \mathbf{F}(\mathbf{x}, \mathbf{V}_X, \mathbf{u}_\Sigma), \tag{1}$$

№ 31, 2020 год

где

 $\mathbf{F} = (F_1, ..., F_n)^{\mathrm{T}}$ — векторная функция, непрерывная и непрерывно дифференцируемая по совокупности переменных, удовлетворяющая

условиям существования и единственности решения задачи Коши для системы (1);

 $\mathbf{x} = (x_1, ..., x_n)^{T}$ — вектор обобщенных позиционных координат;

 $\mathbf{V}_{X} = \frac{d\mathbf{x}}{dt}$ — вектор обобщенной скорости;

 \mathbf{u}_{s} — вектор суммарного воздействия на ОУ,

 $\mathbf{u}_{\Sigma} = \mathbf{u} + \mathbf{w}$, $\mathbf{u} = (u_1, ..., u_n)^{\mathrm{T}}$ — вектор управления,

 $\mathbf{w} = (w_1, ..., w_n)^{\mathrm{T}}$ – вектор эквивалентного возмущения, приведенный к управляющему входу.

Каноническая форма оператора ОУ в виде векторного дифференциального уравнения первого порядка (нормальная форма Коши) соответствует описанию процесса изменения вектора состояния **z**, представляющего собой конкатенацию двух векторов: $\mathbf{z} = [\mathbf{V}_x, \mathbf{x}]$. В настоящей работе представление оператора в виде векторного дифференциального уравнения второго порядка обеспечивает необходимое приближение формы математического описания к математическому облику физических законов.

2) Область допустимых траекторий представим в виде $G(\mathbf{x}, \mathbf{V}_{X}) = 0$, где $\mathbf{G} = (G_{1}, ..., G_{n})^{T}$ – векторная функция, непрерывная и непрерывно дифференцируемая по совокупности переменных.

3) Область допустимых значений входных векторов ОУ, управляющего U и возмущающего W: $u \in U$, $w \in W$.

4) Модель измерений отображает связь входных и выходных параметров ИС. На входы модели ИС подаются моделируемые идеальные значения измеряемых переменных. На выходе формируются выходные переменные ИС, определяемые случайными параметрами модели измерений.

Для рассматриваемых вариантов ИС с накоплением ошибок модель измерений представим в виде:

· для ИС типа J1

$$\mathbf{V}_{X}^{*} = (E + \Lambda)\mathbf{V}_{X} + \mathbf{\Delta}_{V}, \quad \mathbf{x}^{*} = \mathbf{x}_{0}^{*} + \int_{t_{0}}^{t} \mathbf{V}_{X}^{*}(\tau) d\tau;$$
(2)

• для ИС типа J2

$$\mathbf{a}_{X}^{*} = (E+R)\mathbf{a}_{X} + \boldsymbol{\Delta}_{a}, \quad \mathbf{V}_{X}^{*} = \mathbf{V}_{X_{0}}^{*} + \int_{t_{0}}^{t} \mathbf{a}_{X}^{*}(\tau)d\tau, \quad \mathbf{x}^{*} = \mathbf{x}_{0}^{*} + \int_{t_{0}}^{t} \mathbf{V}_{X}^{*}(\tau)d\tau, \quad (3)$$

где $\mathbf{V}_{X}^{*}, \mathbf{V}_{X_{0}}^{*} = \mathbf{V}_{X}^{*}(t_{0})$ — измеренный вектор обобщенной скорости и его начальное значение;

 $V_{X_0}^* = V_{X_0} + \delta V_{X_0}$, где V_{X0} — начальное значение вектора обобщенной скорости модели ОУ, δV_{X_0} — погрешность определения начального значения вектора обобщенной скорости;

 $\mathbf{x}^*, \mathbf{x}_0^* = \mathbf{x}^*(t_0)$ — измеренный вектор обобщенных позиционных координат и его начальное значение;

 $\mathbf{X}_{0}^{*} = \mathbf{X}_{0} + \mathbf{\delta}\mathbf{X}_{0}$, где \mathbf{X}_{0} — начальное значение вектора обобщенной координаты модели ОУ, $\mathbf{\delta}\mathbf{X}_{0}$ — погрешность определения начального значения вектора обобщенной координаты;

 $\mathbf{a}_{X} = \frac{d \mathbf{V}_{X}}{dt}$ — вектор обобщенного ускорения;

 \mathbf{a}_{X}^{*} — измеренное значение вектора обобщенного ускорения;

E — единичная матрица;

 Λ , R — диагональные матрицы случайных параметров мультипликативных ошибок измерений компонент векторов V_X и a_X — соответственно.

 $\Delta_{V} = (\Delta_{V_{1}}, ..., \Delta_{V_{n}})^{T}$ — вектор аддитивных погрешностей измерений компонент вектора обобщенной скорости;

 $\Delta_{a} = (\Delta_{a_{1}}, ..., \Delta_{a_{n}})^{T}$ — вектор аддитивных погрешностей измерений компонент вектора обобщенного ускорения.

Компонента измеренного вектора обобщенной скорости $V_{X_i}^* = V_{X_i} (1 + \lambda_i) + \Delta_{V_i}.$

Компонента измеренного вектора обобщенного ускорения $a_{X_i}^* = a_{X_i} (1 + r_i) + \Delta_{V_i}$.

Ограничения, накладываемые на λ_i и Δ_i , определяются классом точности измерителей: $0 \le |\lambda_i| \ll 1$, $0 \le |r_i| \ll 1$, $|\Delta_i| \le c_i$, где c_i – ограничение абсолютной величины смещения нуля измерителя *i*-го канала измерений.

5) Задающее воздействие, подаваемое на вход управляющего устройства, представляющее собой инструкцию о том, какой должна быть выходная величина **x** объекта, конкретизирующая цель управления. Задающее (входное) воздействие в задаче позиционного управления $\mathbf{x}_{BX} = (x_{BX_1}, ..., x_{BX_n})$.

6) В качестве управляющего устройства принят пропорционально-интегрально-дифференцирующий (ПИД) регулятор, реализующий закон управления вида:

$$\mathbf{u} = K_D \left(\mathbf{V}_{XG} - \mathbf{V}_X^* \right), \quad \mathbf{V}_{XG} = K_P \mathbf{\varepsilon}(t) + K_J \int_{t_0}^t \mathbf{\varepsilon}(\tau) d\tau, \quad \mathbf{\varepsilon} = \mathbf{X}_{BX} - \mathbf{X}^*,$$

где K_D , K_P , K_J — диагональные матрицы коэффициентов передачи дифференцирующей, пропорциональной и интегральной составляющих управляющего сигнала. Для выдерживания заданного диапазона динамических характеристик процесса управления используется прямая настройка коэффициентов передачи от состояния ОУ:

$$K_D = K_D \left(\mathbf{V}_X^*, \mathbf{x}^* \right), \quad K_P = K_P \left(\mathbf{V}_X^*, \mathbf{x}^* \right), \quad K_J = K_J \left(\mathbf{V}_X^*, \mathbf{x}^* \right).$$

2. Формулировка задачи

Для управляемого процесса, математическое описание которого соответствует (1-4), синтезировать модель ОУ, обеспечивающую имитационное оценивание вектора состояния ОУ (ИОВС) с минимальной погрешностью оценивания, не зависящей от погрешностей измерений, либо для всего интервала наблюдения (условие интервальной инвариантности), либо как минимум для конечного момента интервала наблюдения (условие локальной инвариантности). При известной структуре математического описания ОУ искомая модель имеет вид:

$$\frac{d^{2}\mathbf{x}_{M}}{dt^{2}} = \mathbf{F}\left(\mathbf{x}_{M}, \mathbf{V}_{M}, \mathbf{u}_{\Sigma M}\left(\tau\right)\right),$$
(5)

где индексом «*М*» обозначены входные и выходные величины модели ОУ;

 $\mathbf{u}_{\Sigma M}(\tau) = \mathbf{u}_{M}(\tau) + \mathbf{w}_{M}(\tau)$, $\mathbf{u}_{M}(\tau)$ и $\mathbf{w}_{M}(\tau)$ — аппроксимационное представление векторов апостериорных оценок реализаций входных воздействий, управляющего и возмущающего;

т — независимый аргумент модели (модельное время).

Модель вида (5) описывает непрерывную, многомерную, стационарную, нелинейную, детерминированную систему. Идеальная аппроксимация входных воздействий соответствует тождественному равенству входов модели их фактическим реализациям на интервале наблюдения:

$$\mathbf{u}_{M}(\tau) \equiv \mathbf{u}_{\phi}(\tau), \quad \mathbf{w}_{M}(\tau) \equiv \mathbf{w}_{\phi}(\tau), \tau \in [\tau_{0}, \tau_{f}], \tag{6}$$

где $\mathbf{u}_{\phi}(\tau)$, $\mathbf{w}_{\phi}(\tau)$ — фактические реализации входов объекта, приведенные к модельному времени; τ_0 , τ_f — начальный и конечный моменты интервала наблюдения, приведенные к модельному времени.

Процесс оптимизации входов модели ИОВС сводится к минимизации норм разностей этих входов и фактических реализаций входных воздействий (при нулевых значениях искомых минимумов):

$$\left\| \mathbf{u}_{M}(\tau) - \mathbf{u}_{\phi}(\tau) \right\| \to 0, \quad \left\| \mathbf{w}_{M}(\tau) - \mathbf{w}_{\phi}(\tau) \right\| \to 0, \quad \tau \in \left[\tau_{0}, \tau_{f} \right]$$

Имитация процесса движения ОУ в реальном времени на интервале наблюдения $[t_0, t_f]$ осуществляется на интервале модельного времени $[\tau_0, \tau_f]$ при $\mathbf{x}_M(\tau_0) = \mathbf{x}(t_0)$.

Условие интервальной инвариантности:

$$\mathbf{X}_{M}(\tau) \equiv \mathbf{X}_{\phi}(t), \ \tau \in [\tau_{0}, \tau_{f}], \ \mathbf{t} \in [t_{0}, t_{f}].$$
(7)

Условие локальной инвариантности:

$$\mathbf{x}_{M}\left(\mathbf{\tau}_{f}\right) = \mathbf{x}_{\phi}\left(t_{f}\right). \tag{8}$$

3. Идентификация и оценивание состояния объекта управления

Одна из главных задач информационного обеспечения процесса автоматического управления динамическим объектом — оценивание состояния и параметров динамической системы по результатам измерений ее входных и выходных переменных. Указанная задача относится к числу центральных задач идентификации [11]. Современная теории управления находится на пути создания общей теории идентификации объектов управления, представляющей собой систему методов и средств теоретико-экспериментального построения математической модели объекта управления любой природы [13]. Рассматриваемая в статье проблема не связана с совершенствованием или дополнением существующего арсенала методов и средств идентификации, несмотря на то, что ключевой элемент решения проблемы — это решение задачи идентификации. Излагается результат поиска новой системной методологии, которая позволяет использовать идентификационный процесс для решения новой актуальной задачи управления [14]. Новая задача формирование оценок координат состояния ОУ, инвариантных к погрешностям измерений вектора выхода объекта, частотный спектр которых соответствует частотному спектру полезного сигнала.

В качестве базовой структуры САУ с идентификацией факторов неопределенности, обеспечивающей имитационное оценивание состояния ОУ, принята схема САУ с настраиваемой моделью [15], которая представлена на рис. 1.

Основной технологический принцип идентификации динамического объекта — подстройка модели к объекту по признакам близости поведения [16].



Q— критерий качества идентификации

Решение рассматриваемой в статье проблемы сводится к системотехническому синтезу САУ, в которой идентификатор с настраиваемой моделью преобразуется в модель, апостериори имитирующую реализованный на интервале наблюдения процесс управления.

В существующей практике проектирования САУ для оценивания состояния объекта управления (ОУ) используются, как правило, процедуры, реализующие темп идентификации и оценивания, совпадающий с темпом получения информации. В таких системах коррекция погрешностей измерений с накоплением ошибок, частотный спектр которых соответствует частотному спектру полезного сигнала, возможна только при наличии внешних корректирующих источников информации.

Оценивание параметров при помощи ретроспективных алгоритмов идентификации [16], когда решение получается в результате обработки всего накопленного массива данных, относится к методам идентификации вне контура регулирования и не позволяет обрабатывать поступающие наблюдения последовательно, в режиме нормальной эксплуатации. Ретроспективные алгоритмы идентификации использовались при обработке массивов входных и выходных данных, полученных в процессе специальных идентификационных экспериментов на ОУ. Существуют классы процессов, идентифицируемых только с применением ретроспективных алгоритмов [16]. По циклограмме идентификационного процесса к ретроспективному идентификатору близок стратегический идентификатор [17].

Задача идентификации и оценивания состояния ОУ по результатам обработки массива данных, накопленного в процессе наблюдения на конечном интервале времени режима нормальной эксплуатации ОУ, связана с необходимостью его практически мгновенной обработки, которая следует из предлагаемой концепции решения рассматриваемой проблемы.

4. Концепция решения проблемы

Концепция оценивания состояния ОУ, инвариантного к ошибкам измерений выхода объекта, базируется на аксиоматическом утверждении:

При полной априорной информации о структуре, параметрах ОУ и действующих на объект возмущениях реализуема имитационная динамическая модель объекта, которая обеспечивает формирование идеальных оценок вектора координат его состояния.

Данная аксиома определяет целевую функцию предлагаемого метода оценивания состояния ОУ — имитацию процесса управления в условиях полной априорной информации (при отсутствии неопределенностей условий реализации процесса). В результате определяется векторная функция имитационных оценок, не зависящая от ошибок измерений. ИМО позволяет компенсировать не только ошибки измерений выхода объекта, определяющие точность реализации обратных связей, но и ошибки измерений параметров состояния среды функционирования ОУ [8, 9].

Оперативные методы оценивания состояния ОУ, осуществляемые в темпе обновления измерительной информации, не обеспечивают инвариантности оценок к рассматриваемым ошибкам измерений [3, 4]. Поэтому проводились исследования возможности эффективного применения ретроспективных методов оценивания, предусматривающих два этапа реализации.

На первом этапе на конечном интервале наблюдения осуществляется накопление массива данных об управляемом процессе в режиме нормального функционирования ОУ.

На втором этапе в режиме МАОИ проводится оценка вектора состояния ОУ. Для этого этапа введен термин «мгновенное апостериорное оценивание», сокращенно МАО [6, 8, 9].

Комплекс функциональных алгоритмов МАО должен обеспечивать реализацию детерминированной модели динамики ОУ вида (5),

на выходе которой формируется непрерывное множество ИОВС в виде векторных функций $V_M(\tau)$ и $x_M(\tau)$, соответствующих состоянию ОУ, определяемому векторными функциями V(t) и x(t). При выполнении тождественных равенств (6) функция $x_M(\tau)$ соответствует фактическому состоянию ОУ $x_{\phi}(t)$ (идеальная оценка состояния). Высокоточное воспроизведение реализации управляющего воздействия в режиме МАО не вызывает затруднений. Поэтому точность соответствия $x_M(\tau)$ фактическому состоянию объекта $x_{\phi}(t)$ определяется точностью идентификации возмущения.

Имитационная оценка состояния ОУ позволяет скомпенсировать инструментальные ошибки оценивания. Поскольку $\mathbf{x}_{M}(\tau)$ формируется в момент завершения интервала наблюдения t_{f} , списание инструментальных погрешностей оценивания состояния может осуществляться только при $t \ge t_{f}$. Во избежание устаревания корректирующей информации время её формирования должно быть пренебрежимо мало по отношению к длительности интервала наблюдения. Для такого темпа обработки накопленного массива информации принят термин «мгновенная обработка». Коррекция ИУС в режиме автономного функционирования эквивалентна ее разовой коррекции от внешнего источника информации.

Исходная предпосылка решаемой проблемы — структурная и параметрическая определенность ОУ, динамика которого описывается векторным уравнением (1). Его принадлежность классу стохастических систем обусловлена внешним неконтролируемым воздействием **w** и случайными параметрами измерителей: λ_i , r_i , Δ_{V_i} и Δ_{a_i} . Указанные факторы неопределенности процесса управления не влияют на структуру и параметры математического описания ОУ. Такое допущение может быть принято с учетом возможности преобразования параметрических возмущений к внешним возмущающим входам.

В рамках рассматриваемой постановки задачи в условиях структурной и параметрической определенности ОУ практически значимым является выполнение условия (8). Оценка состояния объекта для текущего момента времени интервала наблюдения:

$$\begin{cases} \mathbf{V}_{XM}(t) = \mathbf{V}_{XM}(t_0) + \int_{t_0}^t \mathbf{F} \Big[\mathbf{x}_M(\tau), \mathbf{V}_{XM}(\tau), \mathbf{u}_{\phi}(\tau), \mathbf{w}_M(\tau) \Big] d\tau, \\ \mathbf{x}_M(t) = \mathbf{x}_M(t_0) + \int_{t_0}^t \mathbf{V}_{XM}(\tau) d\tau. \end{cases}$$

где $w_M(\tau)$ — оценка реализации эквивалентного возмущения, обеспечивающая минимизацию инструментальной погрешности оценивания либо на всем интервале наблюдения, либо в момент окончания интервала наблюдения t_f .

Уровень компенсируемых инструментальных погрешностей оценивания состояния ОУ и длительность накопления информации об управляемом процессе ограничены условиями, исключающими выход фазовой траектории ОУ на интервале наблюдения за пределы допустимой области траекторий.

Предлагаемую концепцию можно рассматривать в качестве примера целенаправленного формирования немарковского процесса управления, для которого не применим принцип разделения задач оптимизации оценивания и синтеза оптимального закона управления.

5. Принципы алгоритмического конструирования ИУС

Как следует из вышеизложенного, принцип автономной коррекции ИУС базируется на мгновенном апостериорном оценивании априорно неопределенных условий реализации процесса управления. Эта задача относится к классу задач идентификации, которая наиболее эффективно решается системой с настраиваемой моделью.

Следует обратить внимание на три отличия системных технологий оперативной (текущей) идентификации динамического объекта от системы ретроспективной идентификации, являющейся ключевым элементом метода оценивания состояния объекта, развиваемого в настоящей работе.

1). <u>Отличие целевых функций идентификации</u>. Оперативная идентификация относится к классу задач динамического проектирования САУ — созданию систем адаптивного и робастно-адаптивного управления динамическими объектами. Рассматриваемая задача ретроспективной идентификации относится к задачам информационного обеспечения процессов управления.

2). <u>Отличие требований к точности идентификации</u>. Модель, используемая для имитационного оценивания состояния динамического объекта, требует более точного выполнения критериев идентификации, чем модель, применяемая для адаптации САУ этим объектом к изменяющимся условиям функционирования [11].

3) <u>Отличие алгоритмической структуры систем оперативной</u> и ретроспективной идентификации. Для оперативной идентификации применяются в основном рекуррентные алгоритмы, реализующие оптимизацию гаусс-марковских процессов оценивания параметров настраиваемой модели.

Методы ретроспективной идентификации базируются на поисковых алгоритмах идентификации — построении последовательности пробных значений искомых параметров модели, обеспечивающей достижение экстремального значения функционала идентификации.

Таким образом, решение проблемы имитационного оценивания состояния ОУ находится в рамках параметрической идентификации возмущающего воздействия и ошибок измерений. Идентификационный процесс должен обеспечивать воспроизведение реализации эквивалентного возмущения и/или ошибки измерения вектора выхода ОУ. Воспроизведение реализации вектора управления обеспечивается за счет его регистрации на интервале наблюдения.

Модель возмущения представим в виде: $\mathbf{w} = \mathbf{f}_{W}(t, \mathbf{x}, \mathbf{V}_{X}, \boldsymbol{\alpha})$, где \mathbf{f}_{W} – непрерывная векторная функция с ограниченной областью значений, $\boldsymbol{\alpha}$ – случайный вектор параметров модели возмущений. Аддитивные погрешности измерений $\boldsymbol{\Delta}_{V} = \boldsymbol{\Delta}_{V}(t, \mathbf{x}, \mathbf{V}_{X}, \boldsymbol{\beta}_{V})$, $\boldsymbol{\Delta}_{a} = \boldsymbol{\Delta}_{a}(t, \mathbf{x}, \mathbf{V}_{X}, \boldsymbol{\beta}_{a})$, где $\boldsymbol{\beta}_{V}, \boldsymbol{\beta}_{a}$ – случайные параметры моделей аддитивных ошибок измерений.

Первый этап реализации предлагаемого метода оценивания заключается в наблюдении на заданном интервале времени реального управляемого процесса.

На этапе научных исследований необходимо создать имитационную модель рабочего режима ОУ (ИМРР) в соответствии с исходными данными, представленными в разделе 1. ИМРР как имитатор реального процесса должна содержать описание априорно неопределенных условий реализации процесса управления объектом: действующих на него возмущений и ошибок измерений вектора выхода ОУ.

Структурные схемы ИМРР представлены на рис. 2.1, для ИС типа J1 и на рис. 2.2 для ИС типа J2 (стр. 58). Прямоугольниками отображены функциональные преобразователи, треугольниками – пропорциональные преобразователи.

Применение ИМРР позволяет на этапе исследований по созданию методов алгоритмического конструирования ИУС не рассматривать задачи оптимизации процессов накопления данных на этапе наблюдения и восстановления реализаций наблюдаемых параметров процесса с максимальной точностью. Любая процедура, связанная с оцениванием критериев идентификации ИМРР, обеспечивается прогоном ИМРР. ИМРР имитирует формирование как наблюдаемых переменных, так и недоступных при наблюдении реального процесса управления координат фактического состоянии ОУ, ошибок измерений и случайных воздействий на элементы САУ.



Рис. 2.1. Структура имитатора рабочего режима ОУ с ИУС типа Ј1



Рис. 2.2. Структура имитатора рабочего режима ОУ с ИУС типа Ј2

Введем обозначения некоторых массивов входных данных и потоков данных, формируемых ИМРР.

Y₀ — массив начальных условий модели объекта управления.

 $\mathbf{Y}_0 = \left\{ \mathbf{V}_{\mathbf{X}_0}, \mathbf{X}_0 \right\}.$

 Ω — массив случайных параметров имитируемого процесса измерений.

 $\Omega = \{\beta_v, \Lambda, \delta x_0\}$ для схемы рис. 3.1, $\Omega = \{\beta_a, R, \delta V_{X_0}, \delta x_0\}$ для схемы рис. 2.2.

S — поток данных, определяющих результат имитации фактического состояния ОУ. S = $\{a_x, V_x, x\}$.

S^{*} — поток данных, формируемых измерительной системой.

 $S^* = \{V_X^*, x^*\}$ для схемы рис. 3.1, $S^* = \{a_x^*, V_x^*, x^*\}$ для схемы рис. 2.2.

 ΔS — поток данных об ошибках измерительной системы.

 $\Delta S = \{\Delta V_x, \Delta x\}$ для схемы рис. 2.1, $\Delta S = \{\Delta a_x, \Delta V_x, \Delta x\}$ для схемы рис. 2.2.

На рис. 3 представлена блок-схема системы апостериорной идентификации ИМРР — информационного и динамического эквивалента реальной САУ.



Рис. 3. Блок-схема системы апостериорной идентификации ИМРР

Информационные потоки, формируемые ИМРР в режиме МАОИ, заменяют информационный массив данных, накапливаемых в режиме наблюдения реальной САУ. Все блоки ИМРР, кроме регулятора, названы имитаторами. Блоки настраиваемой системы названы соответственно моделями.

Потоки данных S_{M} , S_{M}^{*} и ΔS_{M} , формируемые настраиваемой моделью, по структуре не отличаются от аналогичных потоков, формируемых ИМРР. Настраиваемые блоки по структуре тоже не отличаются от соответствующих блоков ИМРР. Но их параметры меняются на каждом шаге поиска значений, соответствующих экстремуму функционала идентификации. Оптимизирующие последовательности пробных значений настраиваемых параметров обозначены на схеме выражением $a_{i}(N)$ для настраиваемой модели возмущения и выражением $\Omega_{i}(N)$ для настраиваемой модели измерений. Модель настраиваемой системы система разомкнутого типа, поскольку ИОВС должно проводиться для реализации вектора управления в реальном наблюдаемом процессе нормального функционирования ОУ. Поэтому имеет место принципиальное отличие схемы рис. 3 от классической схемы идентификации с настраиваемой моделью, представленной на рис. 1, — отсутствие связи идентификатора и регулятора. Структура системы апостериорной идентификации соответствует структуре САУ с НС, в состав которой входит настраиваемая модель разомкнутой САУ, а обратная связь по невязке измеряемого выхода ОУ и модели реализована блоком настройки модели. На завершающем шаге идентификации координаты состояния модели ОУ по существу и есть оптимальные оценки состояния.

В рассматриваемой задаче идентификации алгоритм поиска должен обеспечивать минимизацию множества функционалов невязок, образуемых элементами потоков данных S^* и S^*_M . Классические нормы разностей сравниваемых функций:

$$\Phi_{1} = \|y(\tau) - y_{M}(\tau)\| = \int_{\tau_{0}}^{\tau_{f}} |y(\tau) - y_{M}(\tau)| d\tau$$

$$H$$

$$\Phi_{2} = \|y(\tau) - y_{M}(\tau)\| = \int_{\tau_{0}}^{\tau_{f}} ((y(\tau) - y_{M}(\tau))^{2} d\tau.$$

При сверхвысокой чувствительности функционалов Φ_1 и Φ_2 к вариациям искомых параметров возникают сложности поиска их экстремумов, имеющих нулевые значения.

«Навигация и управление летательными аппаратами»

В этом случае целесообразно использовать логарифмическую шкалу функционалов сравнения и перейти от поиска минимумов Φ_1 и/или Φ_2 к поиску максимумов $\Psi_1 = -201g\Phi_1$ и/или $\Psi_2 = -101g\Phi_2$ [10].

На рис. 4 представлена структура модели ОУ для ИОВС в режиме формирования фазовой траектории объекта. Она соответствует структуре блока «Модель объекта управления» на рис. 3. Знаком «^» обозначены апостериорные оценки соответствующих переменных, формируемые моделью на последнем цикле идентификации.



Рис. 4. Структура модели ОУ для ИОВС $\mathbf{u}(\tau)$ — реализация управления в рабочем режиме ОУ; $\hat{\mathbf{W}}(\tau)$ — оценка реализации эквивалентного возмущения

На рис. 5. представлены структуры моделей измерительных систем с компенсацией погрешностей, которые также могут применяться для ИОВС.



Рис. 5. Структуры моделей измерительных систем с компенсацией погрешностей: а) ИС типа J1; б) ИС типа J2

Вышеизложенное позволяет сделать вывод о том, что реализация принципа МАОИ требует значительных вычислительных ресурсов, параметры которых в настоящее время не поддаются корректной оценке. Целесообразно провести исследование возможности применения нейросетевых методов идентификации возмущений с введением в состав процедур подготовки САУ к режиму рабочего функционирования цикла машинного обучения специализированной нейронной сети [18, 19].

6. Автономная коррекция одноканальной инерциальной системы управления

Сформулируем задачу, используя обозначения скалярных переменных, максимально соответствующие ранее введенным обозначениям векторных переменных.

Уравнения движения ОУ:

$$\begin{cases} a_x = m^{-1} \left(-C_d V_x + u + w \right), \\ V_x = \frac{d x}{dt}, \\ a_x = \frac{d V_x}{dt}, \end{cases}$$

где m — масса ОУ; C_d — коэффициент собственного демпфирования ОУ.

Модель измерения:

$$a_{x}^{*} = (1+\lambda)a_{x} + \Delta_{a}, V_{x}^{*}(t) = V_{x}^{*}(t_{0}) + \int_{t_{0}}^{t} a_{x}^{*}(\tau)d\tau, x^{*}(t) = x^{*}(t_{0}) + \int_{t_{0}}^{t} V_{x}^{*}(\tau)d\tau.$$

Закон управления:

$$u = k_D \left(V_{XG} - V_x^* \right), \quad V_{XG} = k_P \varepsilon(t) + k_J \int_{t_0}^{t} \varepsilon(\tau) d\tau, \quad \varepsilon = x_{BX} - x^*.$$

Рассматривается задача стабилизации центра масс при нулевом заданном значении позиционной координаты: $x_{\rm BX} = 0$.

Диапазон значений управляющего воздействия $|u| \in [0, u_{max}]$.

Значения факторов неопределенности процесса управления (w, λ и Δ_a) представляются случайными числами, сохраняющими постоянные значения на интервале наблюдения.

$$|w| \in [0, w_{\max}], |\lambda| \in [0, \lambda_{\max}], |\Delta_a| \in [0, \Delta_{a_{\max}}].$$
$$w_{\max} < u_{\max}, \lambda_{\max} = 0,01, \quad \Delta_{a_{\max}} = 0,02 \text{ m/c}^2.$$

Структура имитационной модели рабочего режима одноканальной инерциальной системы управления (ИСУ) представлена на рис. 6.



Рис. 6. Структура имитационной модели рабочего режима одноканальной ИСУ

В результате анализа ИМРР с использованием режимов контрольного моделирования процессов управления получен ряд представленных ниже аналитических зависимостей, определяющих взаимосвязь факторов неопределенности процесса управления u_W , λ , Δ_a и управляющей переменной u:

1) $\dot{u}^{\infty} \simeq -C_d (1+\lambda)^{-1} \Delta_a$, где $\dot{u} = \frac{du}{dt}$, \dot{u}^{∞} — установившееся значение производной управляющего воздействия.

2)
$$(a_x^*)^{\infty} \simeq 0$$
, $a_x^{\infty} \simeq -(1+\lambda)^{-1}\Delta_a$, $a_x^{\infty} \simeq \frac{u^{\infty}}{C_d}$, $(a_x^*)^{\infty}$, a_x^{∞} — устано-

вившиеся значения измеренного и фактического ускорения, соответственно.

3)
$$w \simeq -u(t_f) + \begin{cases} \dot{u}^{\infty} [(t_f - t_0) + mC_d^{-1}], \text{ если } C_d \neq 0; \\ -m(1 + \lambda)^{-1} \eta, \text{ если } C_d = 0. \end{cases}$$

Анализ результатов моделирования рабочего режима ОУ на интервале наблюдения с длительностью, превышающей длительность переходного процесса по отработке начального возмущения $z(t_0)$ в 2–2,5 раза $(t_f - t_0 = 40 \text{ c})$, показывает следующее.

При известном коэффициенте собственного демпфирования $C_d \neq 0$ на момент завершения интервала наблюдения $\dot{u}(t_f)$ соответствует оценке суммарной ошибки измерения ускорения (фактическому значению ускорения при нулевом показании акселерометра):

$$\dot{u}(t_f) = C_d \left[\left(\mathbf{a}_x^* \right)^\infty - \mathbf{a}_x^\infty \right] \simeq -C_d \mathbf{a}_x^\infty, \quad \text{откуда} \quad \mathbf{a}_x^\infty \simeq \frac{\dot{u}(t_f)}{C_d}.$$

По формуле 3) определяется упрощенная оценка постоянно действующего возмущения \hat{w} . Указанные оценки информационно обеспечивают реализацию режима МАО. Невозможность разделения аддитивной и мультипликативной погрешностей измерения приводит к несущественному увеличению ошибки счисления координаты, не превышающей по величине $|\lambda z(t_0)|$. Структуры моделей для апостериорного оценивания счисляемых переменных состояния одноканальной ИСУ представлены на рис. 7.



Рис. 7. Структуры моделей для апостериорного оценивания счисляемых переменных состояния одноканальной ИСУ: а) процесса управления; б) процесса измерения

При известном коэффициенте C_d , точность оценивания определяется точностью идентификации возмущающего воздействия w. Анализ точности упрощенной процедуры идентификации возмущения с использованием соотношения 3) для варианта $C_d \neq 0$ показал, что погрешность указанной процедуры $\Delta w = \hat{w} - w$ не превышает $10^{-5} w_{max}$, при которой абсолютная погрешность счисления координаты на интервале наблюдения длительностью 40 с пренебрежимо мала. При реализации алгоритма апостериорной идентификации случайных параметров процесса управления с настраиваемой моделью достигается точность идентификации не ниже, чем при использовании упрощенной процедуры. Кроме того, данный алгоритм позволяет проводить идентификацию при $C_d = 0$, а также включить C_d в состав идентифицируемых параметров.

Для оценки точности автономной коррекции ошибок счисления проведено моделирование процессов управления (см. рис. 7*a*) и измерения (см. рис. 7*b*). Имитировался процесс отработки начального отклонения $x(t_0) = 30$ м. Длительность интервала наблюдения принята равной 40 с. Результаты моделирования представлены на рис. 8.

На рис. 8a представлены графики изменения на интервале наблюдения фактической, измеренной координат и апостериорных оценок координат, полученных с использованием моделей, представленных на рис. 7a и 86. Графики изменения фактической координаты и ее апостериорных оценок практически неразличимы. На рис. 86 показаны графики погрешностей счисления координат, оцениваемых с применением модели, представленной на рис. 86. Данные графики иллюстрируют влияние на ошибку апостериорного оценивания координаты мультипликативной погрешности акселерометра.



Рис. 8. Графики изменения на интервале наблюдения:
а) координаты: 1 – измеренной, 2 – имитируемой фактической,
3, 4 – апостериорной оценки по схеме 7а и 76 соответственно;
б) ошибок апостериорного оценивания координаты по схеме 76 при Δ_a = 0:
1: λ = 0; 2: λ = 0,01; 3: λ = -0,01

Результаты моделирования показали, что ошибка счисления в установившемся режиме определяется соотношением:

 $\Delta x(\tau_f) = \hat{x}(\tau_f) - x(\tau_f) = -[\lambda(1-\lambda)]x(\tau_0).$

По данной формуле может быть рассчитано начальное значение координаты, при которой точность формируемой оценки соответствует допустимой ошибке.

На практике регистрация показаний акселерометра $a_x^*(\tau)$ сопряжена с трудностями из-за шумовой составляющей показаний. Предпочтительнее регистрировать выходы интеграторов ИСУ V_x^* , x^* и вычислять оценку соответствующих координат состояния по формулам:

 $\hat{V}_{x}(\tau) = V_{x}^{*}(\tau) - a_{x}^{\infty}(\tau - \tau_{0}); \ \hat{x}(\tau) = x^{*}(\tau) - 0.5a_{x}^{\infty}(\tau - \tau_{0})^{2}.$

Заключение

Сформирована концепция оценивания состояния объекта управления с автономной компенсацией накапливающихся ошибок измерений вектора выхода объекта. Предлагаемый подход к решению проблемы основан на имитационном методе оценивания, который должен быть реализован в режиме мгновенной апостериорной обработки информации. Ключевая задача предлагаемого подхода — оптимальный синтез системы апостериорной идентификации эквивалентного возмущающего воздействия на объект управления, приведенного к управляющему входу.

Целесообразно провести исследование возможности применения нейросетевых методов идентификации априорно неопределенных условий реализации процесса управления.

Литература

- 1. Фельдбаум А. А. Основы теории оптимальных автоматических систем. М.: Физматгиз, 1963. 552 с.
- 2. Краснова С. А., Уткин В. А. Каскадный синтез наблюдателей состояния динамических систем. М.: Наука. ИПУ РАН, 2006. – 199 с.
- 3. Кикин И. С. Метод повышения точности оценивания параметров состояния подвижного объекта управления // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2019. № 5. С. 10-20.
- 4. Кикин И. С. Концепция конструирования системы автоматического управления подвижным объектом с оцениванием ошибок измерения вектора выхода объекта. // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2019. № 25 (2). С. 50-69.
- 5. Кикин И. С. Оценивание ошибок измерений в одноканальной системе управления угловым положением платформы на базе датчика угловой скорости. // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2019. № 10. С. 32-43.
- 6. Кикин И. С. Применение принципа мгновенного апостериорного оценивания для одноканальной системы угловой ориентации платформы на базе датчика угловой скорости. // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2019. № 26(3). С. 46-66.
- 7. Кикин И. С. Идентификация факторов неопределенности условий функционирования одноканальной системы угловой ориентации.// Вестник компьютерных и информационных технологий. 2020. № 1. С. 3-10.
- 8. Кикин И. С. Применение метода мгновенного апостериорного оценивания для повышения точности счисления пути самолета. // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2019. № 27(4). С. 16-30.

- Кикин И. С. Оптимизация точности счисления длины пути самолета в режиме мгновенного апостериорного оценивания. // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2020. № 29(2). С. 14-28.
- 10. Кикин И. С. Автономная коррекция одноканальной системы инерциального управления. // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2020. № 11. С. 3-12.
- 11. Эйкхофф П. Основы идентификации систем управления. М.: Мир, 1975, 686 с.
- 12. Навигация летательных аппаратов в околоземном пространстве / Под редакцией Г. И. Джанжгавы. М: ООО «Научтехлитиздат», 2015, 592 с.
- 13. Бахтадзе Н. Н., Гинсберг К. С., Боровских Л. П.. Идентификация систем на пути создания общей теории идентификации объектов управления // Проблемы управления. 2015. Выпуск 3. С. 79-83.
- 14. Прангишвили И. В., Лотоцкий В. А., Гинсберг К. С., Смолянинов В. В. Идентификация систем и задачи управления: на пути к современным системным методологиям // Проблемы управления. 2004. № 4. С. 2–15.
- 15. Цыпкин Я. З. Информационная теория идентификации. М.: Наука. Физматлит, 1995. 336 с.
- 16. Дилигенская А. Н. Идентификация объектов управления. Самарский государственный технический университет. 2009. 136 с.
- 17. Райбман Н. С., Чадеев В. М. О концепции адаптивных систем управления с идентификатором // Автоматика и телемеханика. 1982, № 3. С. 54-60.
- 18. Пантюхин Д. В. Нейросетевой метод идентификации одномерного объекта // Известия ТРТУ. 2006. № 3(58). С. 109-115.
- 19. Зайцев А. В., Канушкин С. В., Никишов А. Н., Семенов А. В. Подход к тестированию и диагностике авиакосмических систем с использованием нейросетевого идентификатора // Электронный журнал Труды МАИ. 2011. Выпуск № 47. С 1–10.

Правила оформления материалов, направляемых для опубликования в журнале «Навигация и управление летательными аппаратами»

- Для опубликования в журнале принимаются статьи объемом до 30 с., а также краткие сообщения объемом до 5 стр.
- Статья должна иметь аннотацию не более 600 знаков, ключевые слова.
- На первой странице должны быть указаны: фамилии и инициалы авторов, полное название текста статьи без сокращений, проставлен индекс УДК.
- Материалы должны быть подготовлены в формате *.doc, лист A4, ориентация книжная (вертикальное расположение), шрифт Times New Roman, размер шрифта 12, интервал между строками одинарный, поля (мм): верхнее 22, нижнее 50, левое 30, правое 28, расположение страниц зеркальное. Установить «Автоматическую расстановку переносов». Переносы вручную не ставить.
- Формат формул в MathType или Microsoft Equation: Define Sizes, Full 12 pt, Subscript/Superscript 7 pt, Sub-Subscript/Superscript 5 pt, Symbol 18 pt, Sub-Symbol 12 pt.
- Иллюстрированный материал представляется в формате *.jpg, *.bmp,
 *.png (разрешение не менее 300 точек на дюйм) или в виде рисунка Word, фрагменты которого объединены в единый объект. Цветные иллюстрации приветствуются.
- В конце текста указывается информация о каждом авторе: Ф.И.О., ученая степень, ученое звание, полное название и почтовый адрес организации, должность, контактные телефоны (служебный, мобильный или домашний), адрес электронной почты.
- В редакцию предоставляется электронный носитель с текстом статьи и ее распечатка в двух экземплярах, подписанная всеми авторами.
- К статье прилагается экспертное заключение о возможности ее открытой публикации, рецензия, лицензионный договор.
- Плата с авторов за публикацию рукописей не взимается.



Содержание

A. E	. Гребёнкин, О.М. Аксёнов						
(Оценка возможности автоматического управления траекторным движением						
]	и скоростью полета военно-транспортного самолета на режиме «Парашютное						
	ссантирование						
Ю.В. Гавриленко, Н.А. Зайцева, Е.А. Коняхин, А.А. Морозов Оценка параметров ветра по данным комплексной обработки							

И.С. Кикин

Имитационный	метод	апостериорного	оценивания	состояния	управляемого
объекта					46