МОСКОВСКИЙ ИНСТИТУТ
ЭЛЕКТРОМЕХАНИКИ И АВТОМАТИКИ (МИЭА)

НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Под общей редакцией доктора технических наук А. Г. Кузнецова

Выпуск 25

Москва
2019

УДК 629.7.015

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ СИГНАЛОВ ДЛЯ СИСТЕМЫ ТОРМОЖЕНИЯ САМОЛЕТА НА ПРОБЕГЕ С УЧЕТОМ ИНДИВИДУАЛЬНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ УПРАВЛЯЮЩИХ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА

Александр Витальевич ГРЕБЁНКИН, *д. т. н.*
ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»
E-mail: inbox@aomiea.ru,
Ольга Валентиновна КРУГЛЯКОВА, *к. т. н.*
ПАО «Ил»,
Сергей Анатольевич КОСТИН
ООО «СП Автоматика»

Рассматривается возможность автоматического формирования вспомогательных управляющих сигналов на интерцепторы и тормоза колес на пробеге самолета в условиях сильных боковых возмущений с реализацией возможности восстановления управляемости самолета и ликвидации угрозы бокового выкатывания. Пробег моделируется с имитацией особенностей ручного управления, при учёте которых формируются условия потери управляемости или угроза бокового выкатывания самолёта за пределы взлётно-посадочной полосы.

Ключевые слова: *пробег, потеря управляемости, боковое выкатывание, вспомогательные управляющие сигналы.*

ASSESSMENT OF THE CAPABILITY TO GENERATE AUXILIARY CONTROL SIGNALS FOR AIRCRAFT GROUND BRAKING SYSTEM BY REFERENCE TO SPECIAL FEATURES OF PILOT-COMMANDED INPUTS

Alexander V. GREBYONKIN, *D. Sc. in Engineering*
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC
E-mail: inbox@aomiea.ru,
Olga V. KRUGLYAKOVA, *PhD in Engineering*
'ILYUSHIN' PJSC,
Sergey A. KOSTIN
Open Company 'The joint venture Automatics'

The article considers the feasibility to generate automatically the auxiliary control signals for spoilers and wheel brakes during aircraft landing roll in strong lateral disturbances conditions with implementation of aircraft controllability recovery capability and eliminating the risk of lateral runway excursion. Landing roll is simulated with imitation of manual control features upon which the out-of-control situation or risk of aircraft lateral runway excursion is formed.

Keywords: *landing roll, out-of-control situation, lateral runway excursion, auxiliary control signals.*

Введение

Актуальной задачей летной эксплуатации воздушных судов (ВС) является расширение области ожидаемых условий эксплуатации при сохранении или повышении уровня безопасности полетов. Для решения этой задачи в работе используется математическая модель «Экипаж — Самолет — Автоматическая система штурвального управления (АСШУ) − Внешняя среда». С ее помощью проводятся исследования, направленные на поиск оптимальных решений в области задач пилотирования в фактических условиях эксплуатации, включая исследования по использованию автоматических вспомогательных управляющих сигналов, облегчающих задачи штурвального управления и расширяющих область ожидаемых условий эксплуатации.

Постановка задачи

Рассмотрим решение задачи по формированию основного управляющего сигнала, основанного на способе наведении вектора траекторной скорости самолета на воображаемую точку («цель»), движущуюся по заданной траектории на заданном удалении [1]. Такой подход к решению задачи позволяет достаточно полно и наглядно учесть индивидуальные особенности управляющих действий пилота (переменное качество или строгость управления). Суть способа поясняется на рис. 1 и 2.

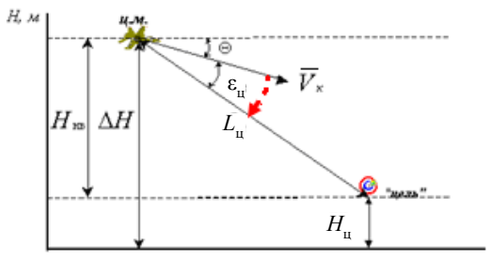


Рис. 1. Наведение вектора траекторной скорости самолета на воображаемую точку («цель») в вертикальной плоскости

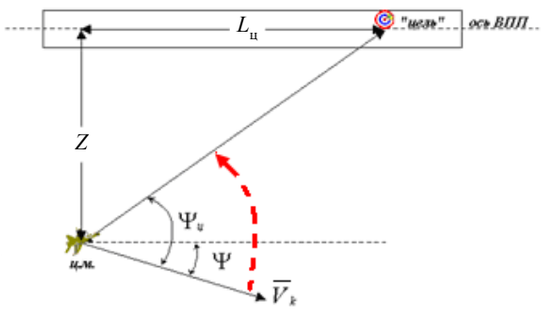


Рисунок 2. Наведение вектора траекторной скорости самолета на воображаемую точку («цель») в горизонтальной плоскости

На рис. 1 поясняется способ управления на примере выравнивания траектории движения самолета в вертикальной плоскости перед касанием взлетно-посадочной полосы (ВПП) на посадке.

При достижении самолетом высоты начала выравнивания траектории определяется расстояние до «цели»

$$L_ц = \frac{H_ц - H_{нв}}{\sin\Theta}, \tag{1}$$

где:

$H_ц$ — высота «цели» (в рассматриваемом случае — это расстояние от ВПП до центра масс самолета при не обжатых амортизационных стойках);

$H_{нв}$— высота начала выравнивания;

Θ — угол наклона траектории.

В ходе выполнения выравнивания $L_ц$ не меняется.

В продольном канале управления на выравнивании решается задача по минимизации угла между вектором траекторной скорости и направлением на «цель» ($\varepsilon_ц$), который определяется по формуле

$$\varepsilon_ц = \arcsin\left(\frac{\Delta H}{L_ц}\right) + \Theta, \tag{2}$$

где: $\Delta H = H_{нв} - H_ц$.

Кроме этого, в закон управления включаются реакции на скорость изменения этого угла

$$\dot{\varepsilon}_ц = \dot{\Theta} + \frac{\dot{H}}{\sqrt{L_ц^2 - \Delta H^2}}. \tag{3}$$

Суммарный управляющий сигнал на этапе выравнивания траектории в вертикальной плоскости с переменным качеством (строгостью) управления может быть представлен следующим законом управления штурвальной колонкой

$$X_{шк_i} = X_{шк_{i-1}} + K_{\omega_z}\cdot\omega_z + K_{\dot{\omega}_z}\cdot\dot{\omega}_z + K_{\varepsilon_ц}\cdot\varepsilon_ц + K_{\dot{\varepsilon}_ц}\cdot\dot{\varepsilon}_ц, \tag{4}$$

где:

$X_{шк_i}$ — потребное перемещение штурвальной колонки на i-том шаге управляющих воздействий пилота,

$X_{шк_{i-1}}$ — потребное перемещение штурвальной колонки на предыдущем $(i-1)$ шаге управляющих воздействий пилота,

ω_z — угловая скорость тангажа,

$\dot{\omega}_z$ — угловое ускорение тангажа,

$K_{\omega_z}, K_{\dot{\omega}_z}, K_{\varepsilon_ц}, K_{\dot{\varepsilon}_ц}$ — коэффициенты усиления.

В рассматриваемом случае управления на посадке с выполнением выравнивания траектории перед касанием ВПП высота «цели» $H_ц$ определяется высотой центра масс самолета над уровнем ВПП при не обжатых амортизационных стойках. Расстояние до «цели» в этом случае влияет на конфигурацию траектории выравнивания и точку касания ВПП.

В боковом канале управления способ управления реализуется по следующей методике (см. рис. 2):

— задается расстояние до «цели» $L_ц$ и путевое (например, вдоль оси ВПП) направление ее движения (заданный курс);

— определяется угол на «цель» и скорость его изменения:

$$\Psi_ц = \mathrm{arctg}\left(\frac{Z}{L_ц}\right) + \Psi; \tag{5}$$

$$\dot{\Psi}_ц = \dot{\Psi} - \left(\frac{\dot{Z}}{\sqrt{L_ц^2 - Z^2}}\right), \tag{6}$$

где: Ψ — угол пути,

Z — боковое смещение от осевой линии ВПП (боковой увод).

Закон управления рулем направления и носовым колесом направлен на минимизацию угла $\Psi_ц$ с учетом скорости его изменения $\dot{\Psi}_ц$ и реакции на угловую скорость рыскания ω_y.

Суммарный управляющий сигнал на маневрирование в горизонтальной плоскости с переменным качеством (строгостью) управления может быть представлен следующим законом управления педалями руля направления (управление рулем направления и носовым колесом при движении по ВПП):

$$X_{п_i} = X_{п_{i-1}} - K_{\Psi_ц} \cdot \Psi_ц + K_{\dot{\Psi}_ц} \cdot \dot{\Psi}_ц + K_{\omega_y} \cdot \omega_y + K_{\dot{\omega}_y} \cdot \dot{\omega}_y\,, \tag{7}$$

где:

$X_{п_i}$ — потребное перемещение педалей руля направления на i-том шаге управляющих воздействий,

$X_{п_{i-1}}$ — потребное перемещение педалей руля направления на предыдущем $(i-1)$ шаге управляющих воздействий,

ω_y — угловая скорость рыскания,

$\dot{\omega}_y$ — угловое ускорение рыскания,

$K_{\omega_y}, K_{\dot{\omega}_y}, K_{\Psi_ц}, K_{\dot{\Psi}_ц}$ — коэффициенты усиления.

Изменение расстояния до «цели» (как в продольном, так и в боковом канале управления) позволяет моделировать разную манеру управления:

- если расстояние до «цели» ($L_ц$) уменьшается, то увеличивается реакция на угол и скорость изменения угла между вектором траекторной скорости $\overline{V}_k$ и направлением на «цель», т. е. увеличивается величина и темп управляющих воздействий (управление становится более «строгим», траектория движения меняется более резко);
- если расстояние до «цели» увеличивается, то это приводит к уменьшению величины и темпа управляющих воздействий пилота (управление становится менее «строгим», траектория движения меняется более плавно) в решении задач пилотирования в продольном и боковом каналах управления (реакция на угол и скорость изменения угла между вектором траекторной скорости $\overline{V}_k$ и направлением на «цель» уменьшается).

Качество заданного управления на посадке по принципу погони за «целью» в свою очередь зависит от предыстории изменения кинематических параметров движения на предшествующих этапах полета. В данной статье принцип погони за «целью» рассматривается на этапах выравнивания (управление рулем высоты) и пробега (управление рулем направления и носовым колесом на пробеге).

В продольном канале управления качественное приземление определяется траекторией выравнивания, которая в конечном итоге определяет величину нормальной перегрузки касания ВПП и точку касания. В боковом канале управления качественное приземление определяется особенностью выхода на осевую линию ВПП, которая в конечном итоге определяет величину максимального бокового смещения.

В общем случае управление на этапе послепосадочного пробега формируется в виде сигналов на рычаги управления двигателями (РУД), руль высоты, элероны, руль направления, носовое колесо, педали тормоза колес левой и правой основной опоры шасси, секции интерцепторов и воздушных тормозов для реализации функций торможения и удержания самолета на оси ВПП.

Управляющий сигнал на носовое колесо ($\delta_{НК}^{УПР}$) формируется по условию начала уборки крена и рыскания перед касанием ВПП и определяется по величине суммарного ограниченного сигнала на руль направления через коэффициент $K_ш = \dfrac{\delta_{НК}^{MAX}}{\delta_H^{MAX}}$:

$$\delta_{НК}^{УПР} = K_ш \cdot \delta_H.$$

Для разгрузки экипажа, расширения области ожидаемых условий эксплуатации и повышения качества управления самолетом на этапе послепосадочного пробега в условиях значительных боковых возмущающих воздействий рассматривается возможность формирования вспомогательных управляющих сигналов на автоматическое дифференциальное управления тормозами колес и секциями интерцепторов.

Включение режима автоматического дифференциального управления тормозами колес и дифференциального управления секциями интерцепторов выполняется по признаку обжатия передней стойки шасси (сигнал с соответствующего концевого выключателя) и скорости раскрутки, по крайней мере, одного тормозного колеса каждой основной опоры больше или равной 37 км/ч.

Автоматическое управление тормозами колес основных стоек шасси осуществляется путем имитации обжатия левой и правой педалей тормоза через изменение коэффициента $K_{\text{ТОР}}^{\text{ЛЕВ}}$ (состояние 0 и 1 для левой и/или правой педали тормоза):

- состояние $K_{\text{ТОР}}^{\text{ЛЕВ}} = 0$ — педали тормоза не обжаты (колеса полностью расторможены);
- состояние $K_{\text{ТОР}}^{\text{ЛЕВ}} = 1$ — педали тормоза полностью обжаты (колеса полностью заторможены).

Торможение колес выполняется путем линейного увеличения тормозного момента до максимальной величины за 2 с при полностью обжатых педалях тормоза и линейного уменьшения тормозного момента до нуля за 1 с при полностью разжатых педалях тормоза.

Для повышения эффективности управляющих воздействий на пробеге в условиях низких коэффициентов сцепления и сильных боковых возмущений рассматривается возможность формирования сигналов на секции интерцепторов по состоянию имитации обжатия левой и/или правой педали тормоза:

- по состоянию полностью расторможенных колес левой основной стойки шасси ($K_{\text{ТОР}}^{\text{ЛЕВ}} = 0$) формируется сигнал на полную уборку секций интерцепторов на левом полукрыле (время на полную уборку интерцепторов 1 с);
- по состоянию полностью расторможенных колес правой основной стойки шасси ($K_{\text{ТОР}}^{\text{ПР}} = 0$) формируется сигнал на полную уборку секций интерцепторов на правом полукрыле (время на полную уборку интерцепторов 1 с);
- состояние $K_{\text{ТОР}}^{\text{ЛЕВ}}$ для левой педали тормоза — колеса левой тележки шасси полностью заторможены и полностью выпущены секции интерцепторов на левом полукрыле (время на полный выпуск интерцепторов 2 с);
- состояние $K_{\text{ТОР}}^{\text{ПР}} = 1$ для правой педали тормоза — колеса правой тележки шасси полностью заторможены и полностью выпущены секции интерцепторов на правом полукрыле (время на полный выпуск интерцепторов 2 с).

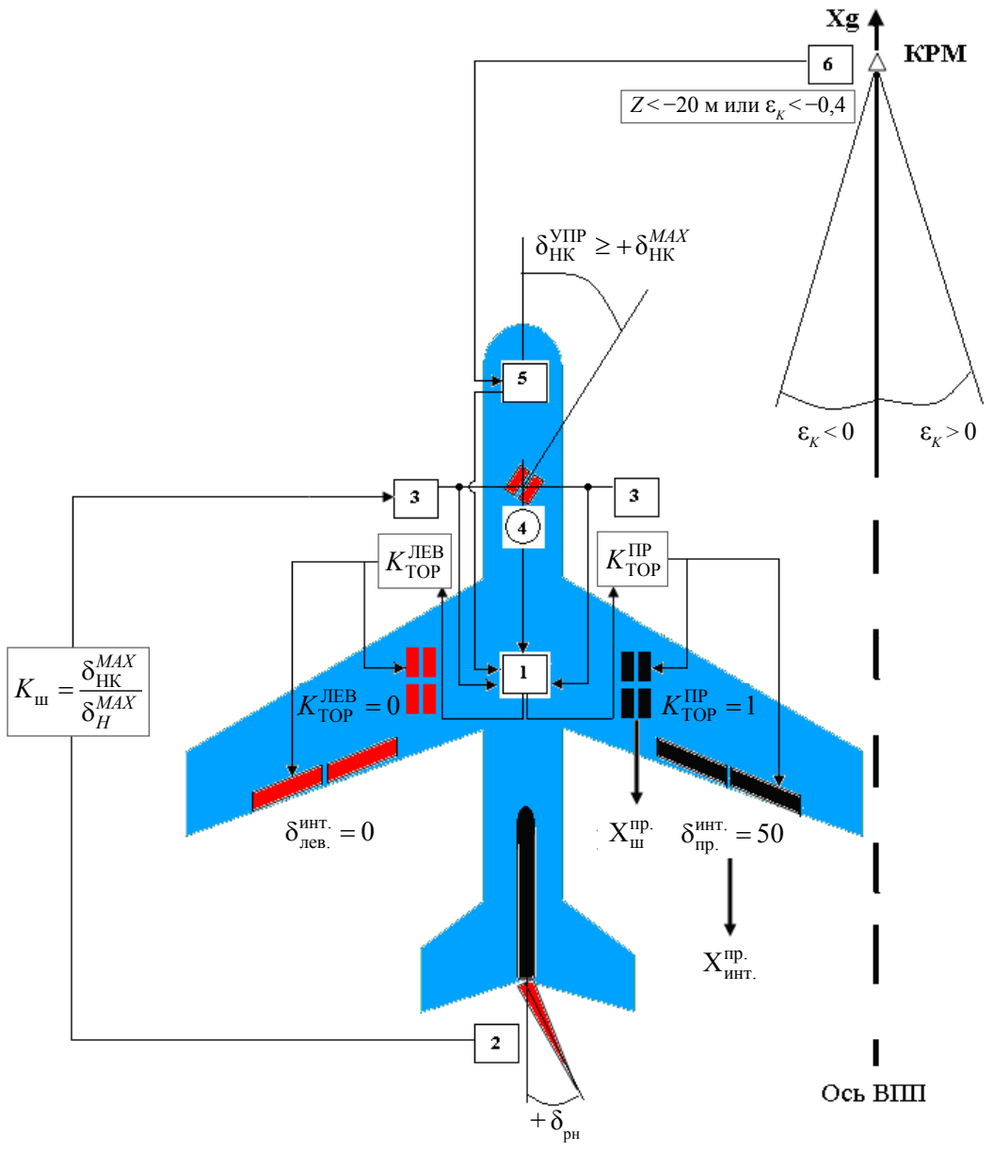
Следует иметь в виду, что уборка интерцепторов на одном полукрыле может привести к движению крена в сторону полукрыла с выпущенными интерцепторами, которое, в этом случае парируется соответствующим управлением элеронами, направленным на минимизацию угла крена.

Схема формирования автоматических вспомогательных управляющих сигналов на пробеге показана на рис. 3. По этой схеме основной управляющий сигнал от летчика поступает на руль направления. Угол отклонения руля направления регистрируется датчиком угла отклонения руля направления 2. По углу отклонения руля направления формируется угол отклонения носового колеса. Угловое положение носового колеса регистрируется датчиком угла отклонения носового колеса 3. Обжатие амортизационной стойки передней опоры фиксируется концевым выключателем 4. Сигнал от курсового радиомаяка 6 принимается на самолете бортовым радиоприемником 5 и передается в бортовой вычислитель 1. Кроме сигнала от бортового радиоприемника 5, бортовой вычислитель принимает сигналы от датчика угла отклонения носового колеса 3 и концевого выключателя обжатия передней амортизационной стойки 4.

Логика автоматического дифференциального управления средствами торможения самолета на пробеге

Логика автоматического дифференциального управления тормозами колес основных опор шасси и секциями интерцепторов на пробеге [8] сводится к выполнению следующих действий (см. рис. 4):

1. По признаку обжатия передней стойки шасси (сигнал с соответствующего концевого выключателя) и скорости раскрутки по крайней мере одного тормозного колеса каждой основной опоры больше или равной 37 км/ч формируется управляющий сигнал эквивалента обжатия **левой** $K_{\text{ТОР}}^{\text{ЛЕВ}}$ и **правой** $K_{\text{ТОР}}^{\text{ПР}}$ педали тормоза: изменение $K_{\text{ТОР}}^{\text{ЛЕВ}}$ и $K_{\text{ТОР}}^{\text{ПР}}$ от 0 (колеса полностью расторможены) до 1 (колеса полностью заторможены) за 2 с.



1 — бортовой вычислитель
2 — датчик угла отклонения руля направления
3 — датчик угла отклонения носового колеса
4 — концевой выключатель обжатия передней амортизационной стойки
5 — бортовой приемник сигнала курсового радиомаяка
6 — курсовой радиомаяк (КРМ)

Рисунок 3. Схема формирования управляющих сигналов

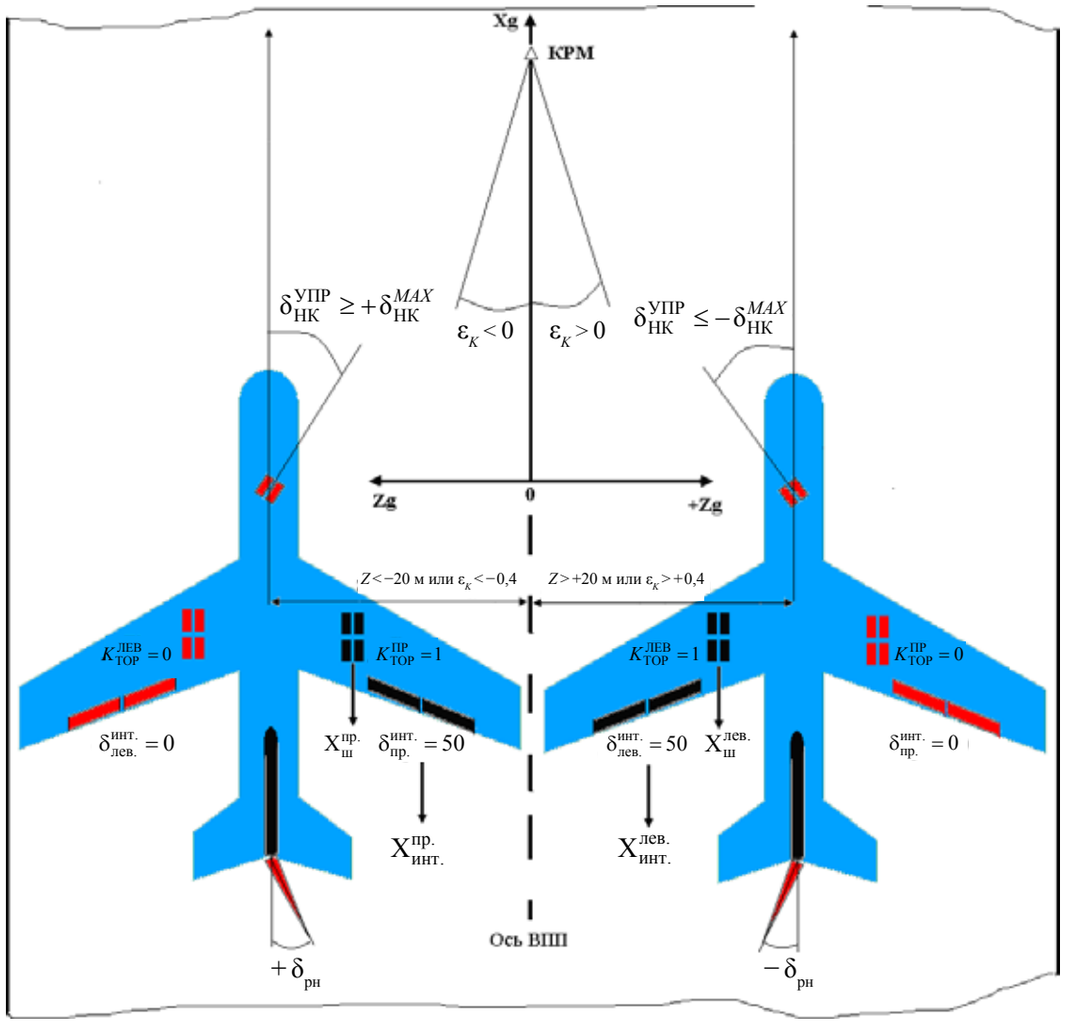


Рисунок 4. Логика автоматического дифференциального управления тормозами колес основных опор шасси и секциями интерцепторов

В случае если колеса не раскрутились, то давление в тормоза должно быть подано сразу же после задержки в 1 с после получения сигналов обжатия передней стойки шасси. Степень заторможенности колес (величина коэффициента $K_{\text{ТОР}}^{\text{ЛЕВ}}$ и $K_{\text{ТОР}}^{\text{ПР}}$) определяется фактическим состоянием ВПП и величиной располагаемой посадочной дистанции.

2. В процессе пробега контролируются направление бокового смещения самолета относительно оси ВПП, направление (знак) и величина угла отклонения носового колеса. При достижении максимального угла отклонения носового колеса **вправо** $\left(\delta_{\text{НК}}^{\text{УПР}} \geq +\delta_{\text{НК}}^{MAX}\right)$, при условии, что носовое колесо находится на ограничении максимального угла отклонения более 2 с **или** имеет место смещение самолета от оси ВПП **влево ($Z < -20$ м или $\varepsilon_K < -0{,}4°$)**, формируется сигнал на **растормаживание колес левой стойки шасси** (изменение коэффициента $K_{\text{ТОР}}^{\text{ЛЕВ}}$ от 1 до 0 за 1 с) и сигнал на **уборку секций интерцепторов на левом полукрыле**. При условии снятия носового колеса с ограничения, т. е. выполнении условия $\delta_{\text{НК}}^{\text{УПР}} < +0{,}5 \cdot \delta_{\text{НК}}^{MAX}$ в течение 1 с **и** уменьшении бокового смещения самолета от оси ВПП влево более чем в два раза **($Z > -10$ м или $\varepsilon_K > -0{,}2°$)**, формируется сигнал на повторное полное торможение колес левой стойки шасси (изменение коэффициента $K_{\text{ТОР}}^{\text{ЛЕВ}}$ от 0 до 1 за 2 с) и повторный выпуск секций интерцепторов на левом полукрыле.
3. При достижении максимального угла отклонения носового колеса **влево** $\left(\delta_{\text{НК}}^{\text{УПР}} \leq -\delta_{\text{НК}}^{MAX}\right)$, при условии, что носовое колесо находится на ограничении максимального угла отклонения более 2 с **или** имеет место смещение самолета от оси ВПП вправо **($Z > +20$ м или $\varepsilon_K > +0{,}4°$)**, формируется сигнал на **растормаживание колес правой стойки шасси** (изменение коэффициента $K_{\text{ТОР}}^{\text{ПР}}$ от 1 до 0 за 1 с) и сигнал на **уборку секций интерцепторов на правом полукрыле**. При условии снятия носового колеса с ограничения, т. е. выполнении условия $\delta_{\text{НК}}^{\text{УПР}} \geq -0{,}5 \cdot \delta_{\text{НК}}^{MAX}$ в течение 1 с **и** уменьшении бокового смещения самолета от оси ВПП вправо более чем в два раза **($Z < 10$ м или $\varepsilon_K < 0{,}2°$)**, формируется сигнал на повторное полное торможение колес правой стойки шасси (изменение коэффициента $K_{\text{ТОР}}^{\text{ПР}}$ от 0 до 1 за 2 с) и повторный выпуск секций интерцепторов на правом полукрыле.
4. При срабатывании вспомогательных управляющих сигналов на интерцепторы и тормоза колес на элероны формируется управляющий сигнал по удержанию нулевого угла крена.
5. Повторное срабатывание сигнала на раздельное торможение колес левой или правой стойки шасси и соответствующее раздельное управление секциями интерцепторов не выполняется по причине возможного недопустимого увеличения длины пробега.

Особенности движения самолета по ВПП различного состояния

Рассматривая особенности движения самолета по ВПП, необходимо учитывать ее состояние. Основным критерием, определяющим состояние ВПП, является заданный коэффициент сцепления [9]. Такой подход справедлив, если ВПП сухая или толщина покрывающего ее слоя осадков не превышает толщины 3 мм.

По оценкам состояния ВПП можно ввести следующие определения [9]:

- сухая ВПП ($\mu_S = 0{,}6$) — это ВПП, имеющая рифленое или пористое покрытие, обеспечивающее «эффективно сухое» торможение даже при наличии влаги;
- влажная ВПП ($\mu_S = 0{,}5...0{,}4$) — это ВПП, хорошо пропитанная влагой, но без значительных участков со стоячей водой (ВПП становится отражающей);
- ВПП, покрытая льдом ($\mu_S = 0{,}3$);
- загрязненная ВПП — это ВПП, 25 % которой покрыто водой глубиной более 3 мм, либо слякотью или рыхлым снегом с толщиной более 3 мм.

Обычно рассматривается неизменное состояние ВПП на всем ее протяжении. В то же время интерес представляет движение самолета по ВПП переменного состояния, где могут встречаться участки с различными коэффициентами сцепления различной протяженности или участки, покрытые слоем воды толщиной более 3 мм.

В основу математической модели движения самолета по ВПП переменного состояния заложена модель движения самолета на границе раздела двух сред, разработанная в РКИИ ГА под руководством профессора Тотиашвили Л. Г. [4, 5, 6]. В этой математической модели определяются суммарные силы и моменты, обусловленные характеристиками движения самолета по ВПП заданного неизменного состояния и заданными характеристиками амортизаторов и пневматиков шасси конкретного самолета. В статье эта модель шасси рассматривается применительно к самолету Ту-204СМ. Суммарные силы и моменты определяются в проекциях на оси связанной системы координат. Для носового колеса рассматривается возможность перехода из режима свободной ориентации в режим управления. В режиме управления угол поворота носового колеса определяется углом отклонения руля направления

$$\delta_{\text{НК}}^{\text{УПР}} = K_{\text{ш}} \cdot \delta_H, \quad \text{где} \quad K_{\text{ш}} = \frac{\delta_{\text{НК}}^{MAX}}{\delta_H^{MAX}}. \tag{8}$$

В режиме свободной ориентации носовое колесо может находиться заданный интервал времени, при этом угловое положение носового колеса определяется величиной угла увода пары колес

$$\delta = \frac{V_{Z_K} - X \cdot \omega_Y}{V_{X_K} + Z \cdot \omega_Y}. \qquad (9)$$

Состояние ВПП определяется заданным коэффициентом сцепления, определенным по деселерометру (μ_S). Деселерометр — прибор инерционного типа для измерения замедления, т. е. снижения скорости самолета за единицу времени при движении по поверхности определенного состояния. В зависимости от путевой скорости этот коэффициент корректируется

$$\mu_U = \mu_S \cdot e^{-0{,}072(V_{\text{п}} - 11)}. \qquad (10)$$

Для определения боковых усилий

$$\mu_Z = \mu_S \cdot e^{-0{,}072(V_{\text{п}} - 11)} \cdot 0{,}5. \qquad (11)$$

Если $\mu_S > 0{,}25$, то:

$$\begin{aligned} \mu_U &= \mu_S \cdot \sqrt{\mu_S - 0{,}25} + \mu_U \cdot \left(1 - \sqrt{\mu_S - 0{,}25}\right), \\ \mu_Z &= \mu_S \cdot \sqrt{\mu_S - 0{,}25} + \mu_Z \cdot \left(1 - \sqrt{\mu_S - 0{,}25}\right). \end{aligned} \qquad (12)$$

Если скорость движения колес по слою воды превышает скорость глиссирования, то рассматривается возможность выхода на режим глиссирования с уменьшением коэффициента сцепления до $\mu_S = 0{,}05$. Особенности движения колеса по слою воды поясняются на рис. 5. При качении колеса по слою осадков (жидкости), перед ним образуется волна с повышенным градиентом давления. Это давление приводит к возникновению силы гидродинамического давления, действующей под некоторым углом к поверхности ВПП. Величина этой силы зависит от толщины слоя жидкости и ее плотности. С увеличением скорости качения колеса сила гидродинамического давления увеличивается. Эта сила дает две составляющие: нормальную $Y_{\text{гд}}$ и тангенциальную $X_{\text{гд}}$ (см. рис. 5). Нормальная сила $Y_{\text{гд}}$ стремится поднять колесо на поверхность слоя осадков, а тангенциальная сила $X_{\text{гд}}$ создает сопротивление поступательному и вращательному движению колеса.

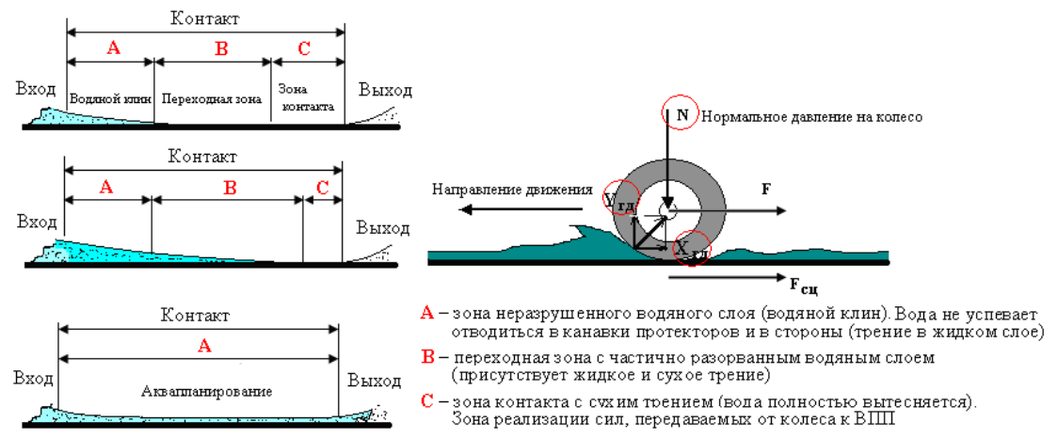


Рис. 5. Движение колеса по слою осадков

При определенной скорости качения нормальная сила $Y_{\text{гд}}$ становится равной силе давления в пневматике колеса. В этом случае колесо поднимается на поверхность слоя осадков и скользит, не имея контакта с поверхностью ВПП. По мере подъема колеса сила $X_{\text{гд}}$ уменьшается пропорционально уменьшению толщины слоя осадков [2].

Скорость, при которой гидродинамическая сила, создаваемая слоем осадков, полностью отрывает колесо от поверхности ВПП, называется скоростью глиссирования. Величину скорости глиссирования можно определить по формуле [3]:

$$V_{\text{гл}} = K \cdot \sqrt{P_{\text{ш}}}, \left[\text{км / ч}\right], \qquad (13)$$

где: K — коэффициент пропорциональности ($K = 54$),
$P_{\text{ш}}$ — давление в пневматике колеса [кгс/см^2].

Для шины с гладким рисунком протектора в книге [2] приводится формула для определения критической скорости аквапланирования (глиссирования)

$$V_{\text{гл}} = \sqrt{\frac{2 \cdot mg}{B_{\text{ш}} \cdot h_{\text{воды}} \cdot C_{y_{\text{гидр.}}} \cdot \rho_{\text{воды}}}}, \qquad (14)$$

где: $B_{\text{ш}}$ — ширина шины,
$h_{\text{воды}}$ — толщина слоя воды,
$C_{y_{\text{гидр.}}}$ — коэффициент подъемной силы гидроклина,
$\rho_{\text{воды}}$ — плотность воды,
mg — нагрузка на колесо.

Характеристики торможения колес на мокрой ВПП, покрытой слоем осадков 3 мм и более, могут быть получены с учетом предположения, что коэффициент сцепления при торможении на мокрой ВПП ($\mu_{S_{мокр}}$) равен коэффициенту сцепления не ограниченному по крутящему моменту, замеренному на сухой ВПП ($\mu_{S_{сух}}$), умноженному на коэффициент K:

$$\mu_{S_{мокр}} = \mu_{S_{сух}} \cdot K(V_п). \qquad (15)$$

Зависимость коэффициента K от путевой скорости приведена в таблице 1.

Таблица 1

Путевая скорость, $V_п$, м/с	10,3	20,56	30,84	41,12	51,4	71,96	82,24
Коэффициент K ($\mu_{S_{мокр}} / \mu_{S_{сух}}$)	0,64	0,64	0,62	0,57	0,52	0,44	0,41

При определении характеристик движения на загрязненной ВПП (стоячая вода, слякоть, рыхлый снег), лобовое сопротивление при движении колеса в слое осадков можно определить по следующей формуле:

$$X_{осадков} = C_{x_{осадков}} \cdot \frac{\rho_{осадков} \cdot V_п^2}{2} \cdot S, \qquad (16)$$

где:

$C_{x_{осадков}}$ — коэффициент силы лобового сопротивления осадков (гидроклина),

$\rho_{осадков}$ — плотность слоя осадков [кг/м^3],

S — площадь контакта колеса со слоем осадков заданной толщины [м^2].

Для тележек стоек шасси площадь контакта колес со слоем воды зависит от количества пар колес в тележке, ширины и диаметра колес, толщины слоя воды и угла рыскания. Определение фронтальной площади контакта колес со слоем осадков для передней и основной стоек шасси самолета Ту-204СМ поясняется на рис. 6.

По оценкам состояния ВПП для изолированного колеса, коэффициент силы сопротивления для ВПП с осадками в виде слоя воды ($\rho_{осадков}$ = 1000 кг/м^3) $C_{x_{осадков}}$ принимается равным 0,75.

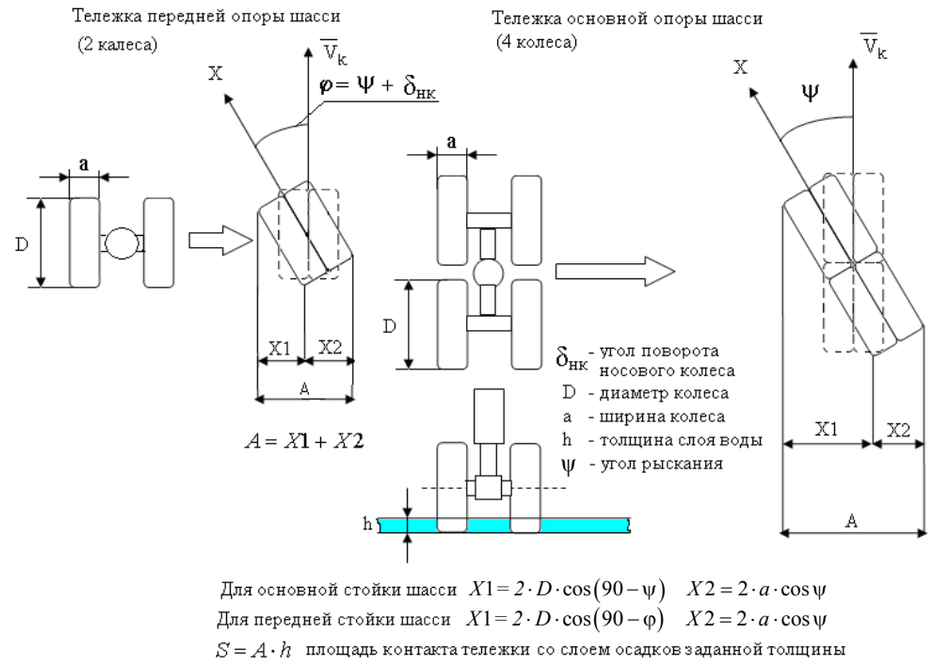


Рис. 6. Определение фронтальной площади контакта тележки со слоем осадков

При скорости равной скорости глиссирования или превышающей ее колеса не продавливают слой осадков и перемещаются на его поверхности, что позволяет принять коэффициент сцепления при торможении колес равным 0,05, а при определении силы сопротивления от пневматиков, движущихся в слое воды, принять толщину слоя осадков равной нулю.

В расчетах в качестве слоя осадков принимается вода с плотностью 1000 кг/м^3. Сила сопротивления осадков суммируется по всем парам колес и рассчитывается отдельно для каждой опоры шасси в зависимости от толщины слоя воды на ВПП, условий контакта пар колес соответствующей опоры шасси с поверхностью ВПП, размеров колес. Если имеет место касание ВПП только одной основной стойкой шасси, то учитывается соответствующий момент рыскания, вызванный влиянием неравномерного продавливания слоя осадков:

$$M_y = X_{осадков_{шЛЕВ}} \cdot Z_{ЛЕВ} - X_{осадков_{шПР}} \cdot Z_{ПР}, \qquad (17)$$

где: $Z_{ЛЕВ}$, $Z_{ПР}$ — расстояние от строительной горизонтали фюзеляжа до левой и правой стойки шасси (для самолета Ту-204СМ принимается равным 3,91 м);

$X_{осадков_{шЛЕВ}}$, $X_{осадков_{шПР}}$ — сила лобового сопротивления колес левой и правой стойки шасси при движении в слое осадков.

Результаты математического моделирования

Результаты математического моделирования показаны на рис. 7.1...9.3. В качестве факторов, влияющих на характеристики пробега, были рассмотрены: боковой ветер 15 м/с, отказ критического двигателя, различное состояние ВПП (сухая и слой воды 5 мм), различная манера управления на пробеге.

По летным характеристикам, установленным для самолета Ту-204СМ, контролировалась посадочная дистанция с максимальной посадочной массой 88 т, которая не должна быть больше 2080 м.

На рис. 7.1...7.3 приведены результаты посадки на сухую ВПП с коэффициентом сцепления по деселерометру $\mu_S = 0{,}6$ (на графиках MUDEC) в условиях бокового ветра 15 м/с и отказавшим на глиссаде двигателем. Рассматривается переменная манера пилотирования на пробеге с формированием условий применения вспомогательных управляющих сигналов.

При повышенной строгости управления (энергичный расход руля направления), определяемой заданным расстоянием до «цели» $L_ц = 175$ м (см. рис. 7.1), на пробеге достигаются ограничения по максимальному углу отклонения носового колеса влево и руля направления (самолет отклоняется от оси ВПП влево до $Z_{MAX} = 9{,}5$ м). По условиям нахождения носового колеса на ограничении максимального угла отклонения более 2 с (на графиках «Угол НК») формируется сигнал на растормаживание колес правой стойки шасси («Торм. прав.») и сигнал на уборку секций интерцепторов на правом полукрыле («Инт. пр.»). При этом управляемость самолета восстанавливается (появляется гарантированный 50% запас хода руля направления и носового колеса), самолет энергично возвращается на осевую линию ВПП и формируются условия для надежного удержания самолета на оси ВПП с повторным выпуском убранных на правом полукрыле секций интерцепторов и повторным торможением расторможенных колес правой стойки шасси. Посадочная дистанция в этом случае достигла значения 1342,47 м.

При снижении строгости управления до приемлемых значений (по условиям допустимого снижения расхода руля направления, запаса по углу отклонения носового колеса и боковому смещению от оси ВПП) в рассматриваемых условиях могут быть получены результаты пробега без потери управляемости и без необходимости применения вспомогательных управляющих сигналов на интерцепторы и тормоза колес (см. рис. 7.2). Уменьшение строгости управления достигалось увеличением расстояния до «цели» на величину $L_ц = 175 + 500$ м. В этом случае максимальный боковой увод от оси ВПП достигал величины 12 м, а посадочная дистанция составила 1327,7 м.

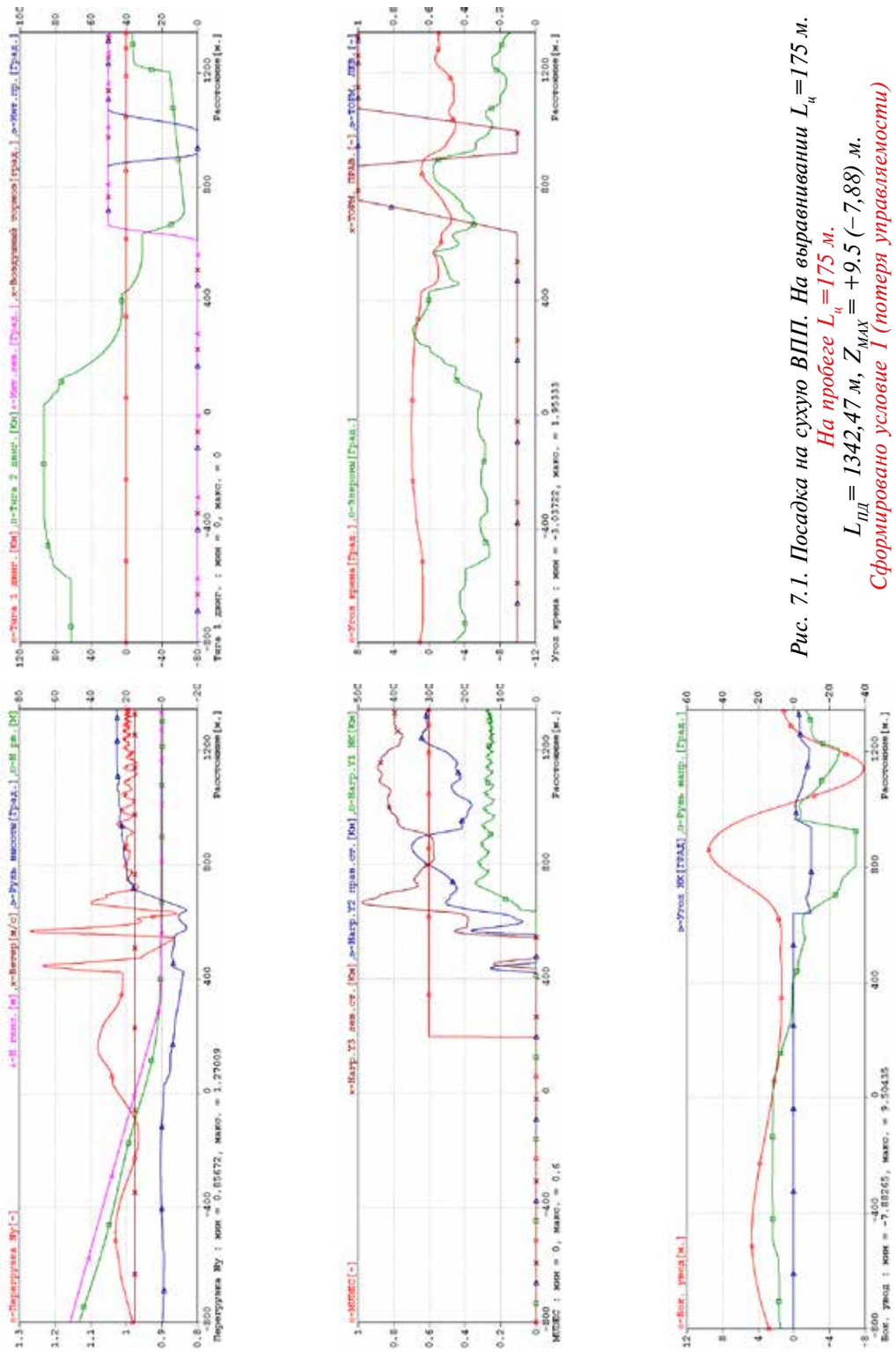


Рис. 7.1. Посадка на сухую ВПП. На выравнивании $L_ц$=175 м. На пробеге $L_ц$=175 м. $L_{ПД}$= 1342,47 м, Z_{MAX}= +9,5 (–7,88) м. Сформировано условие 1 (потеря управляемости)

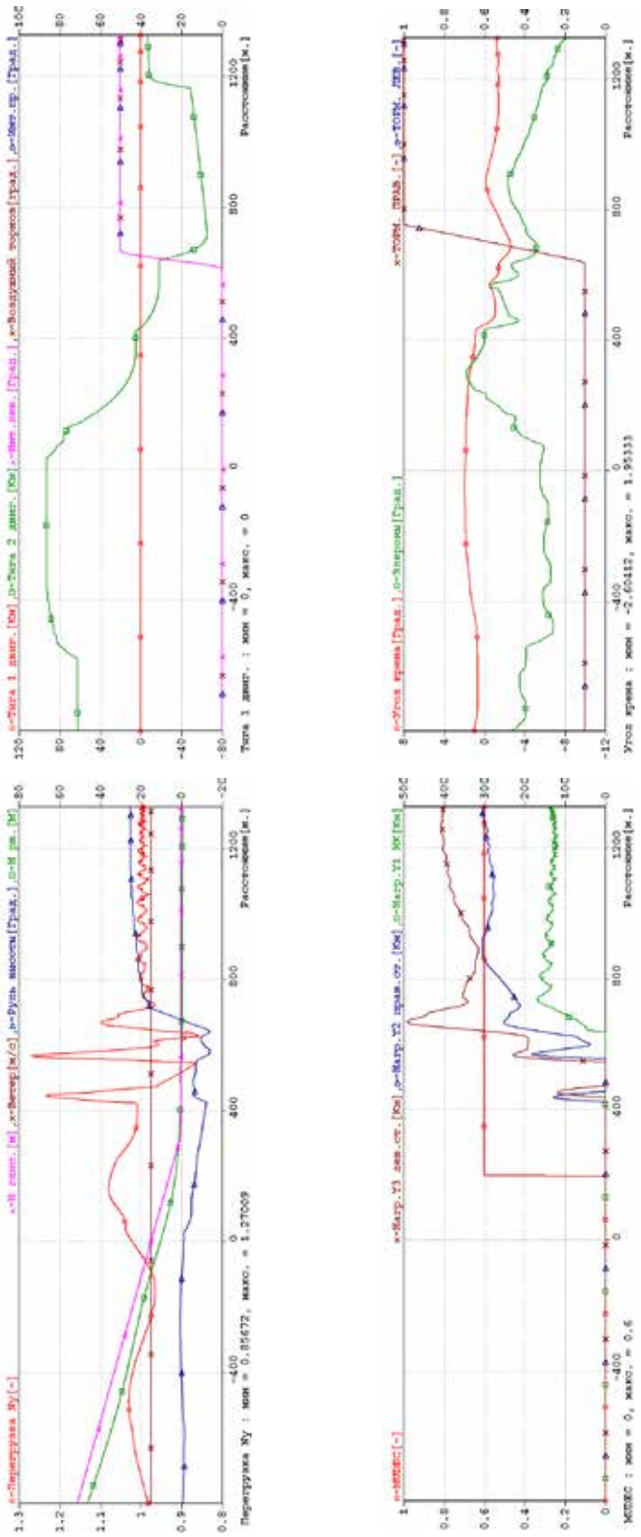


Рис. 7.2. Посадка на сухую ВПП. На выравнивании $L_ц$=175 м.
На пробеге $L_ц$=175 м +500 м.
$L_{ПД}$= 11327,7 м, $Z_{МАХ}$ = +12,06 м.
Условия для вспомогательных сигналов не сформированы

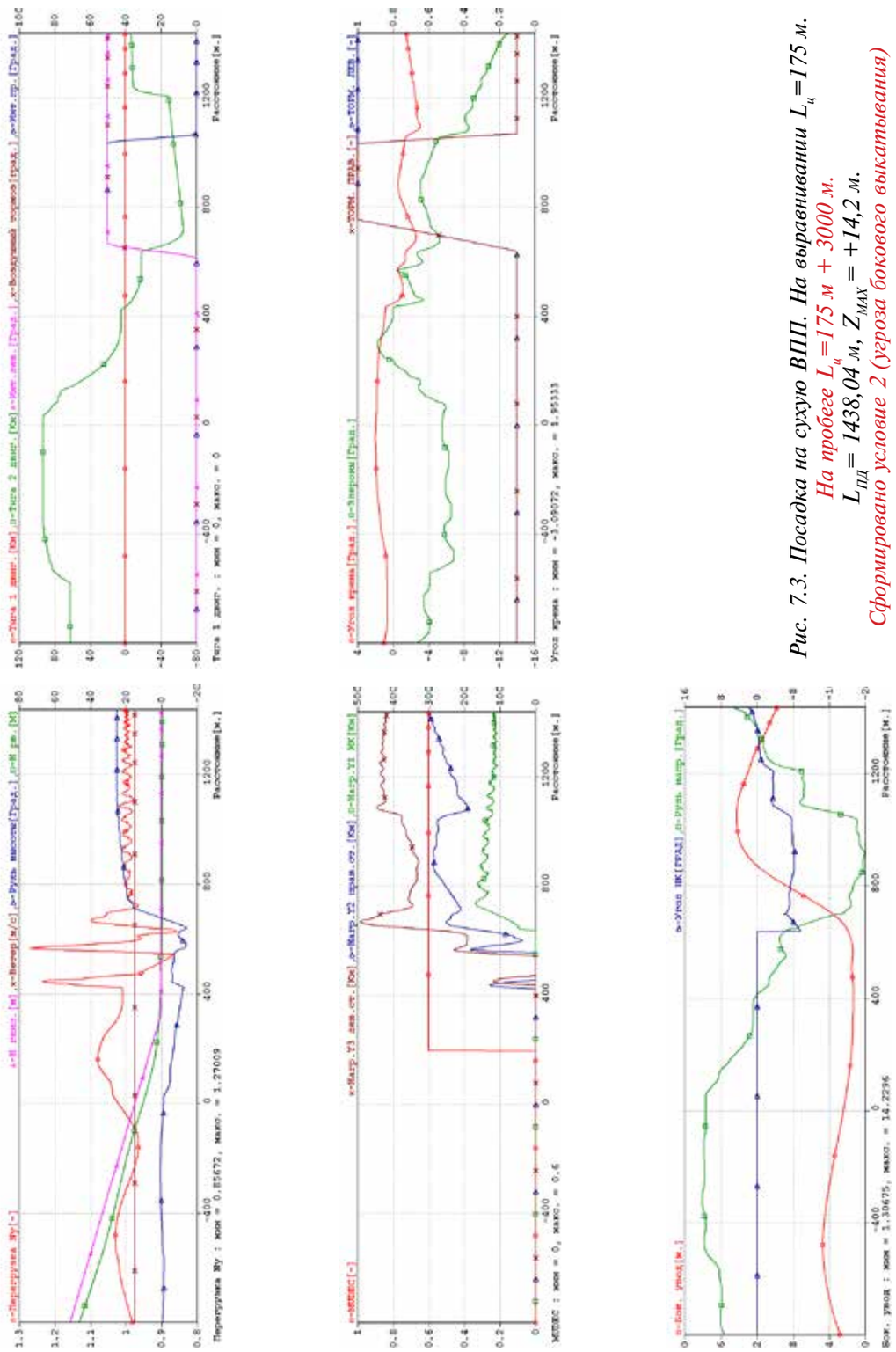


Рис. 7.3. Посадка на сухую ВПП. На выравнивании $L_ц$=175 м.
На пробеге $L_ц$=175 м + 3000 м.
$L_{ПД}$= 1438,04 м, $Z_{МАХ}$ = +14,2 м.
Сформировано условие 2 (угроза бокового выкатывания)

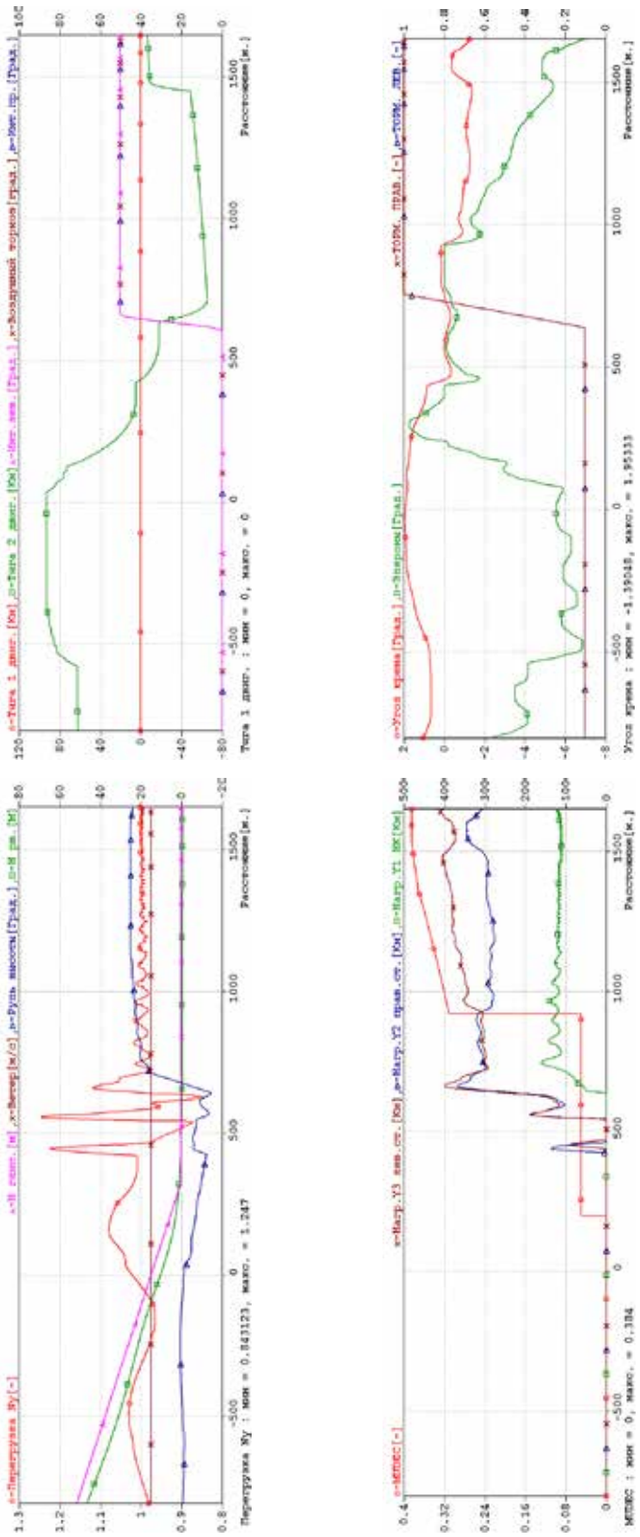


Рис. 8.1. Посадка на ВПП, покрытую слоем воды 5 мм.
На выравнивании $L_ч$=175 м. На пробеге $L_ч$=175 м +1000 м.
$L_{ПД}$= 1649,55 м, $Z_{МАХ}$ = 40,4 м.
Вспомогательные сигналы на тормоза колес
и секции интерцепторов не используются

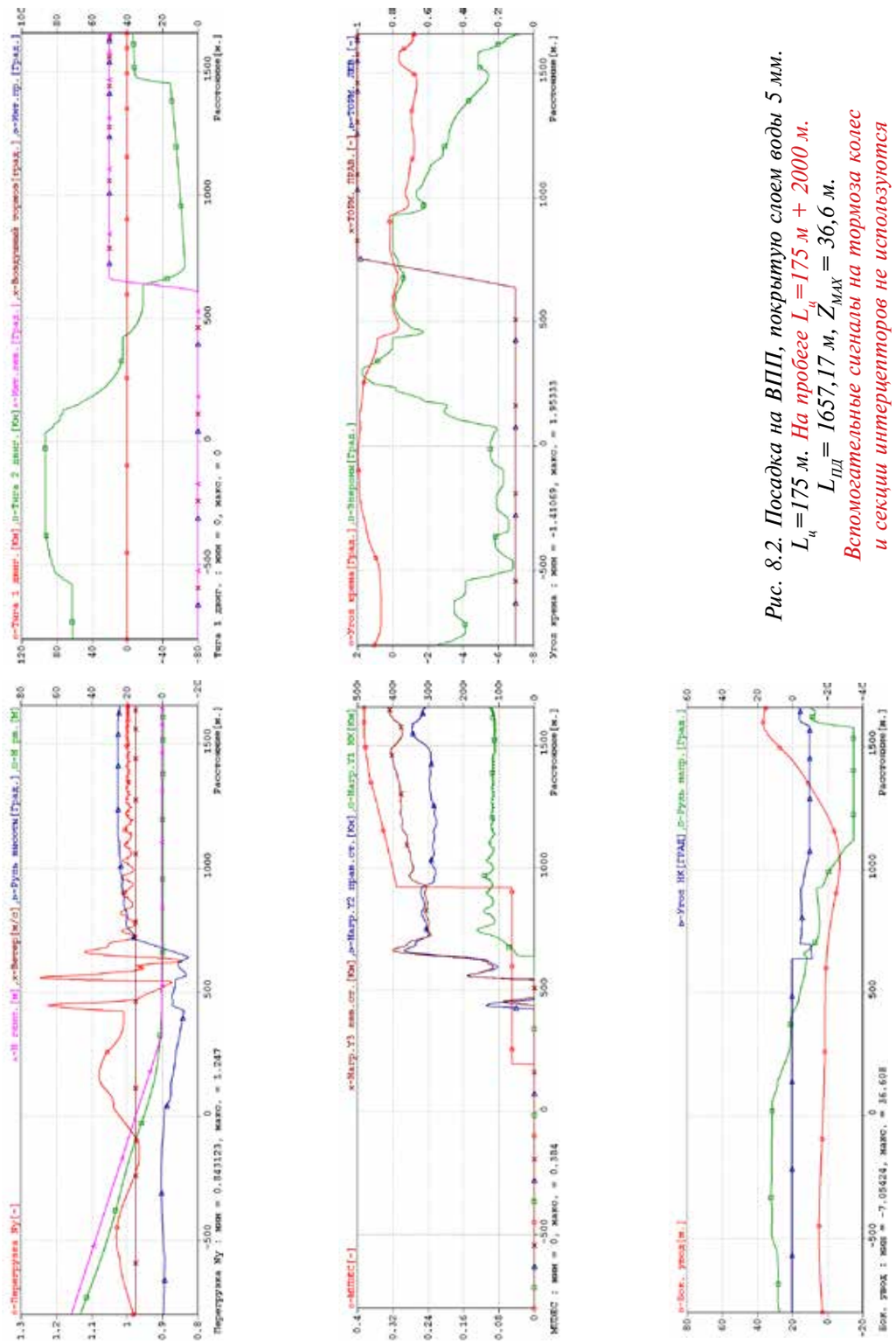


Рис. 8.2. Посадка на ВПП, покрытую слоем воды 5 мм.
$L_ч$=175 м. На пробеге $L_ч$=175 м + 2000 м.
$L_{ПД}$= 1657,17 м, $Z_{МАХ}$ = 36,6 м.
Вспомогательные сигналы на тормоза колес
и секции интерцепторов не используются

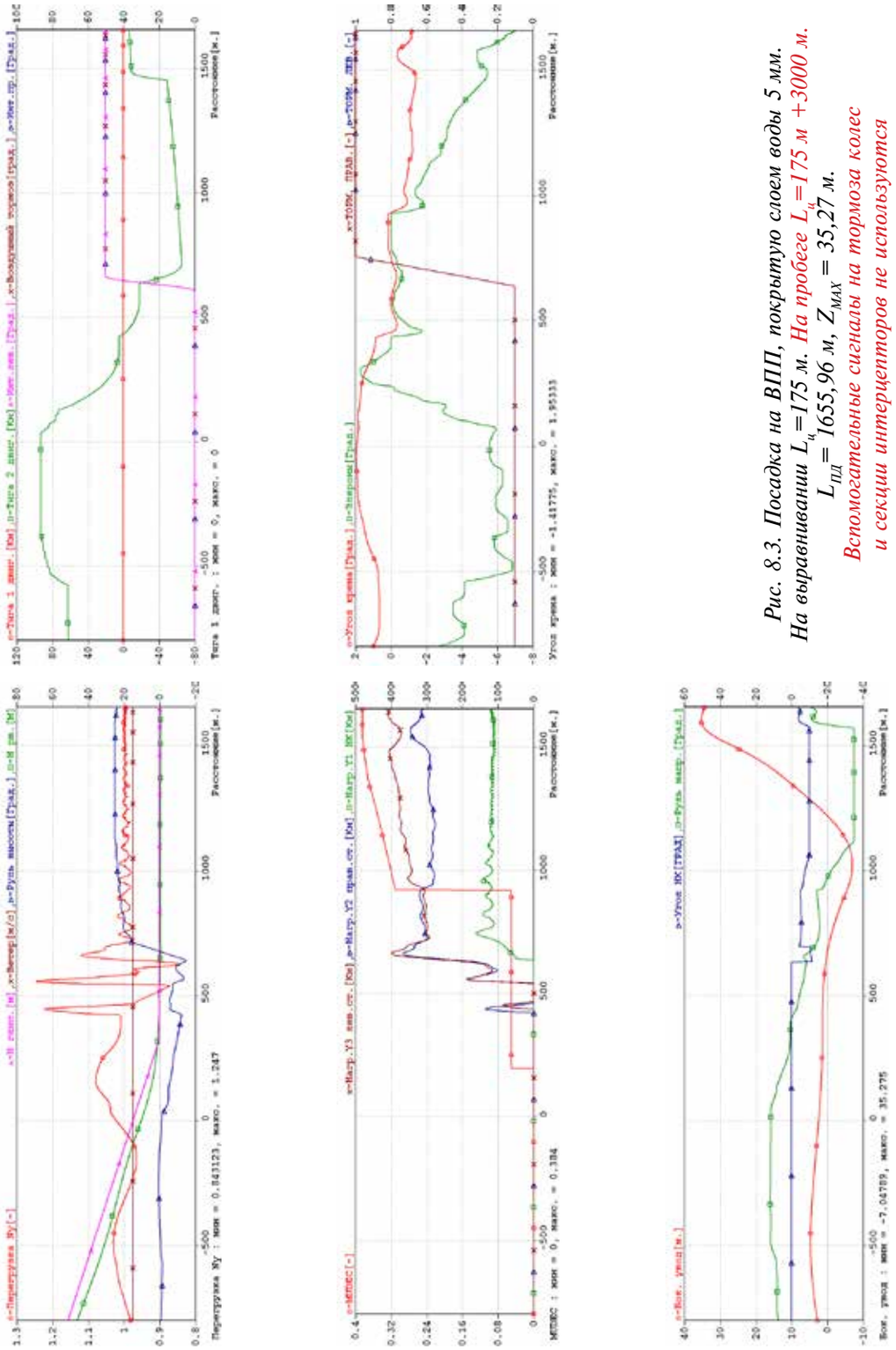


Рис. 8.3. Посадка на ВПП, покрытую слоем воды 5 мм.
На выравнивании $L_ч$=175 м. На пробеге $L_ч$=175 м +3000 м.
$L_{ПД}$= 1655,96 м, $Z_{МАХ}$ = 35,27 м.
Вспомогательные сигналы на тормоза колес
и секции интерцепторов не используются

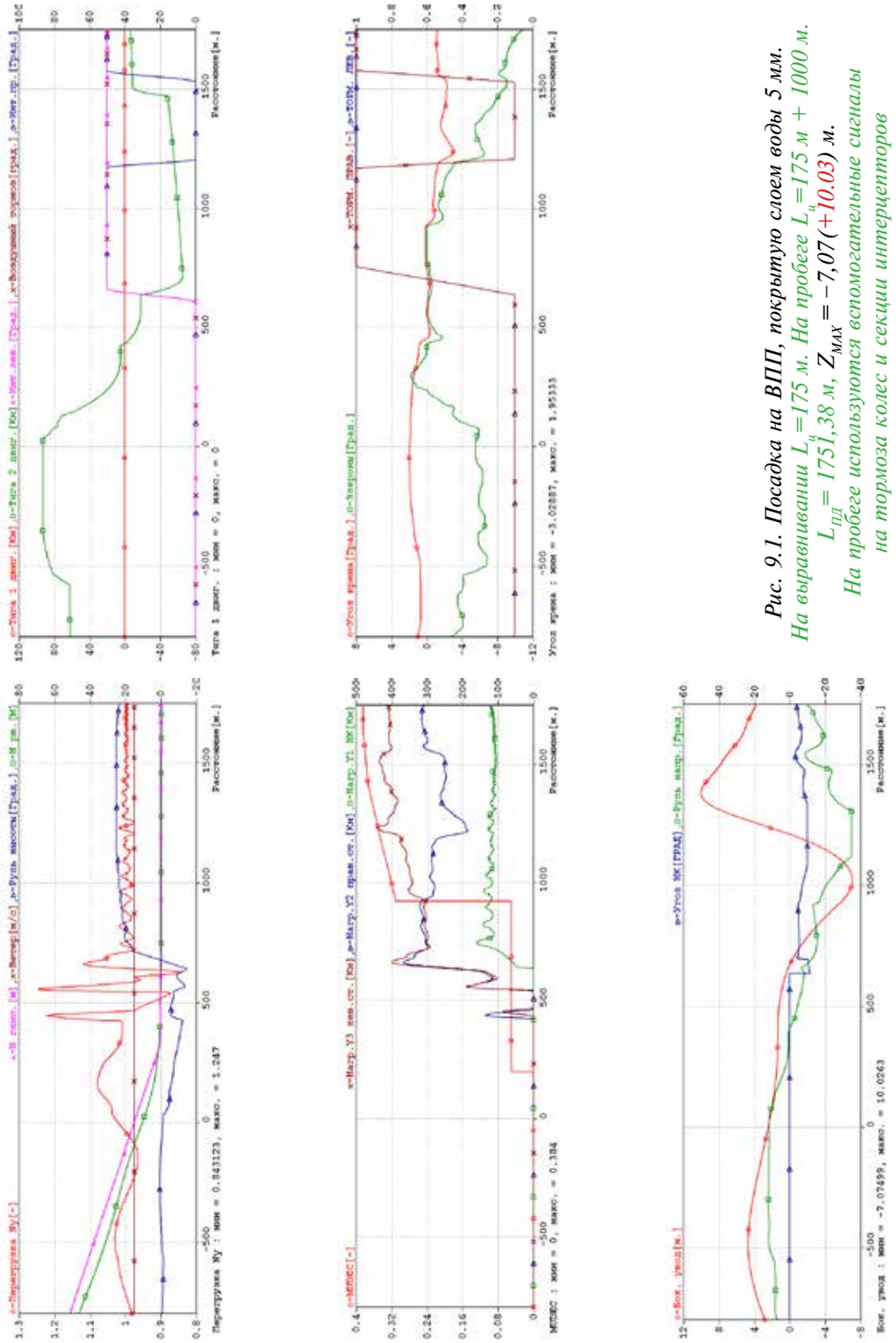


Рис. 9.1. Посадка на ВПП, покрытую слоем воды 5 мм.
На выравнивании $L_ч$=175 м. На пробеге $L_ч$=175 м + 1000 м.
$L_{ПД}$= 1751,38 м, $Z_{МАХ}$ = –7,07(+10.03) м.
На пробеге используются вспомогательные сигналы
на тормоза колес и секции интерцепторов

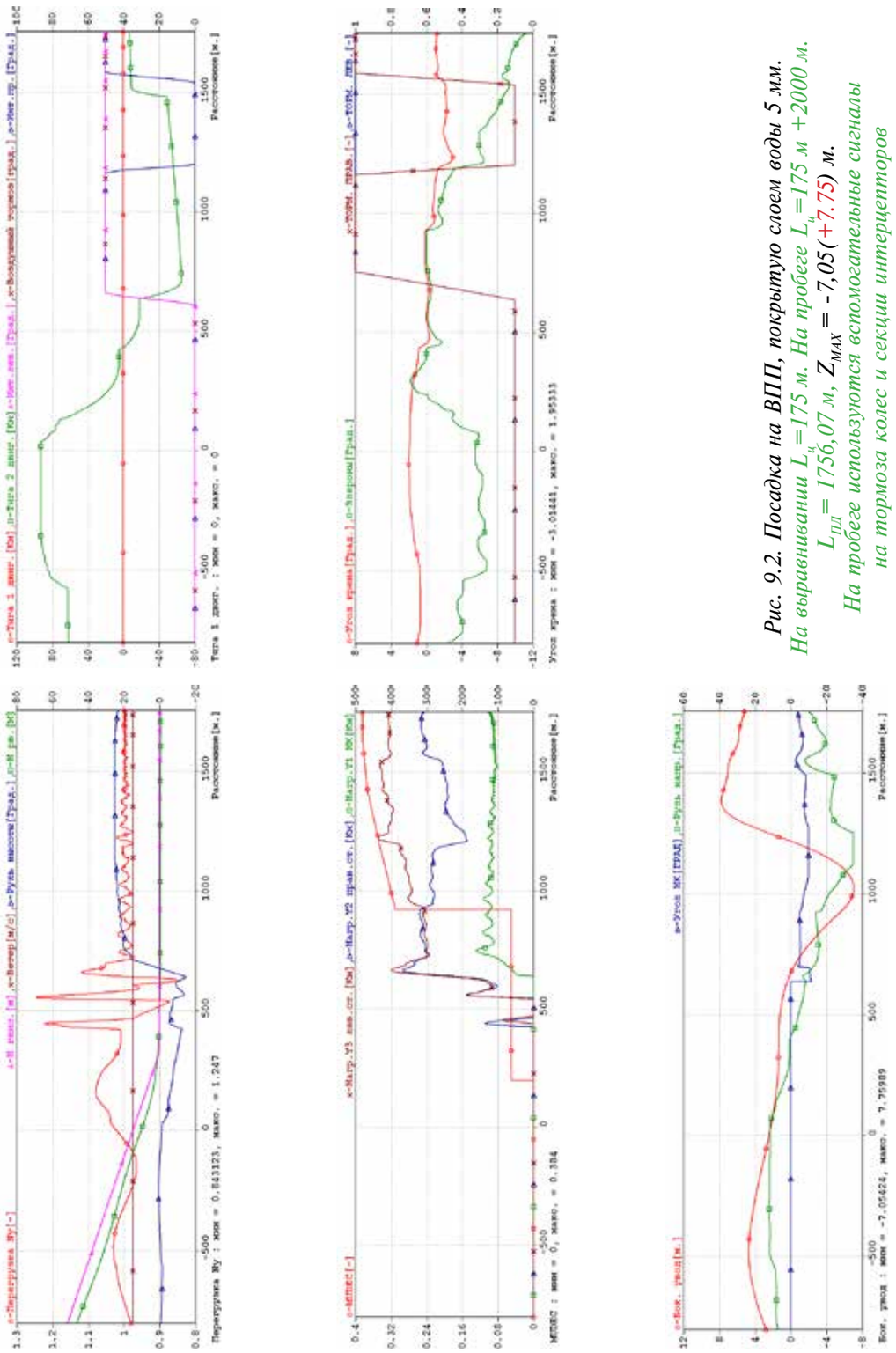


Рис. 9.2. Посадка на ВПП, покрытую слоем воды 5 мм.
На выравнивании $L_ц$ =175 м. На пробеге $L_ц$ =175 м +2000 м.
$L_{пд}$ = 1756,07 м, Z_{MAX} = -7,05(+7.75) м.
На пробеге используются вспомогательные сигналы
на тормоза колес и секции интерцепторов

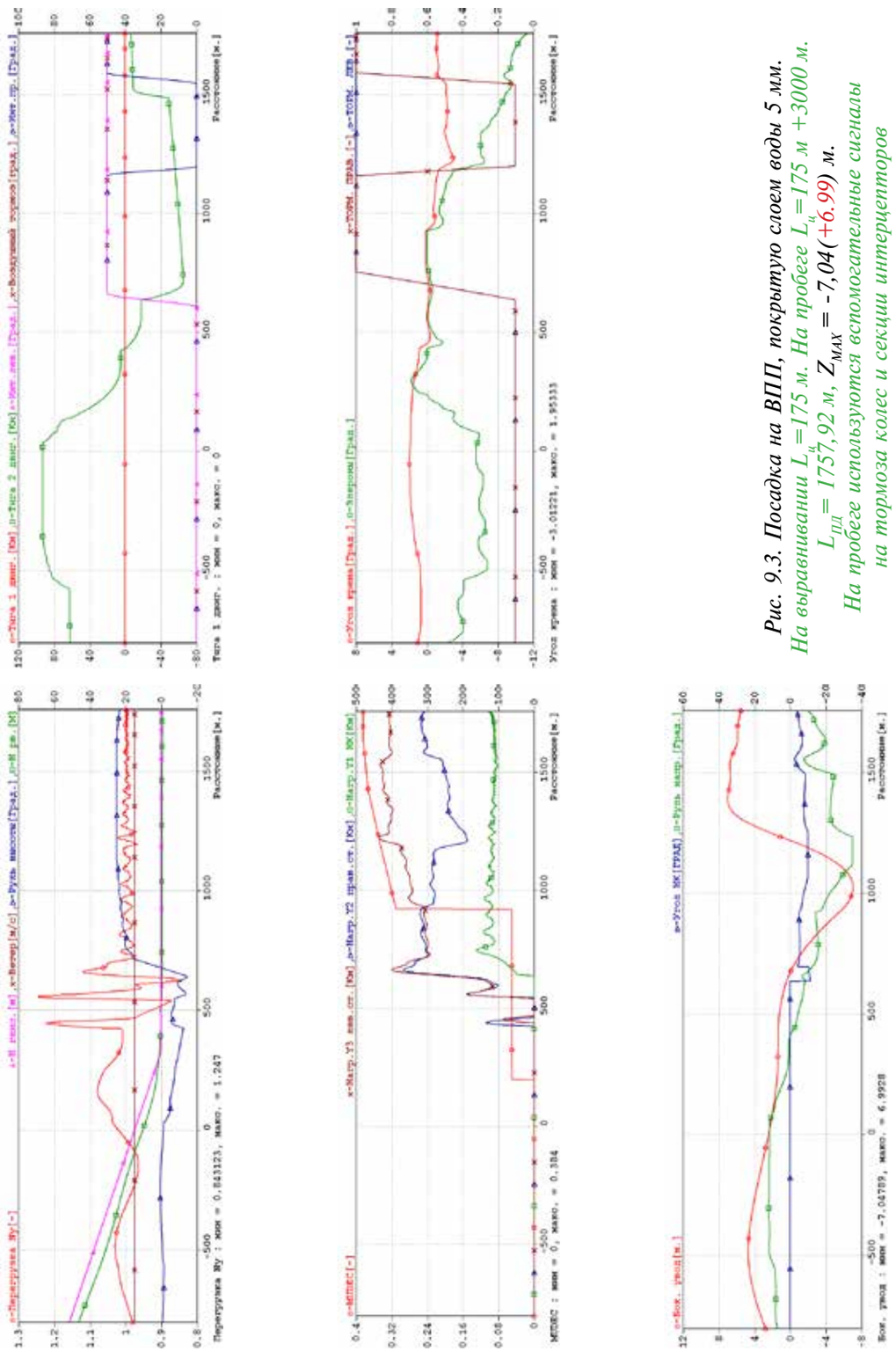


Рис. 9.3. Посадка на ВПП, покрытую слоем воды 5 мм.
На выравнивании $L_ц$ =175 м. На пробеге $L_ц$ =175 м +3000 м.
$L_{пд}$ = 1757,92 м, Z_{MAX} = -7,04(+6.99) м.
На пробеге используются вспомогательные сигналы
на тормоза колес и секции интерцепторов

Снижение строгости управления более допустимых значений приводит к формированию условий к боковому выкатыванию при достаточном запасе управляемости в боковом движении. На рис. 7.3 приведены результаты моделирования при увеличении расстояния до «цели» до величины $L_ц$=175 + 3000 м. Для этого варианта управления формируются условия срабатывания вспомогательных управляющих сигналов (уборка секций интерцепторов на правом полукрыле и растормаживание колес правой стойки шасси) по условию превышения допустимого бокового увода (по величине сигнала курсового радиомаяка $|\varepsilon_к| > 0{,}4$ град). При этом максимальный боковой увод достигает величины Z_{MAX} = 14,2 м с последующим постепенным его уменьшением. Вспомогательные управляющие сигналы в этом случае сохраняются до конца пробега (более позднее срабатывание вспомогательных управляющих сигналов и сниженная эффективность интерцепторов по причине уменьшения приборной скорости). Посадочная дистанция для этого случая достигла величины 1438 м.

На рис. 8.1...9.3 приведены результаты посадки самолета Ту-204СМ на ВПП, покрытую слоем воды 5 мм с имитацией различной строгости управления рулем направления на пробеге) в условиях бокового ветра 15 м/с и отказавшим на глиссаде двигателем. Касание ВПП происходит на скорости выше скорости глиссирования, что приводит к тому, что в начале пробега коэффициент сцепления (MUDEC) минимальный и равен 0,05. Результаты моделирования показали, что максимальная нормальная перегрузка касания ВПП (на графиках «Перегрузка Ny»), покрытой слоем воды, достигала величины $n_{y_{MAX}}$ = 1,247, тогда как при посадке на сухую ВПП перегрузка касания при той же манере управления на выравнивании достигала величины $n_{y_{MAX}}$ =1,27. Это можно объяснить влиянием трения на условия касания колес левой и правой стоек (на графиках вертикальная нагрузка на левую стойку «Нагр. Y3 лев. ст.», вертикальная нагрузка на правую стойку «Нагр. Y2 прав. ст.», вертикальная нагрузка на переднюю стойку «Нагр. Y1 НК»). Продавливание слоя воды и уменьшение скорости пробега до величины меньшей скорости глиссирования наступает после опускания передней опоры шасси (коэффициент сцепления колес увеличивается до 0,32 с последующим увеличение до 0,384 по мере уменьшения скорости).

Для всех вариантов управления без использования вспомогательных управляющих сигналов (сигналы специально отключены) не удается удержать самолет в пределах ВПП (см. рис. 8.1...8.3). Руль направления и носовое колесо выходят на ограничение максимального отклонения, а самолет выходит за допустимые значения отклонений от осевой линии ВПП.

На рис. 9.1...9.3 приведены результаты моделирования посадки на ВПП, покрытой слоем воды 5 мм, с формированием вспомогательных сигналов на секции интерцепторов и тормоза колес в условиях отказа критического двигателя и бокового ветра 15 м/с.

Результаты моделирования показали, что пробег по слою воды 5 мм с вероятностью выхода на режим глиссирования требует менее энергичного управления рулем направления и носовым колесом, чем в условиях пробега по сухой ВПП. Имитируя управляющие действия пилота в условиях движения по слою воды, потребовалось увеличение расстояния до «цели» примерно в 5 раз по сравнению с управлением на сухой ВПП. Рассмотрено три варианта управления с увеличением $L_ц$ на пробеге: на 1000 м (рис. 9.1), на 2000 м (рис. 9.2) и на 3000 м (рис. 9.3). Для всех вариантов ручного управления имеет место срабатывание вспомогательных управляющих сигналов, что позволило обеспечить пробег в пределах ВПП с гарантированным запасом угла отклонения руля направления и носового колеса. Увеличение расстояния до «цели» от $L_ц$ = 175 + 1000 м до $L_ц$= 175 + 2000 м и $L_ц$= 175 + 3000 м привело к уменьшению времени удержания руля направления и носового колеса на упоре максимального отклонения и уменьшению величины максимального увода самолета от оси ВПП (10,03 м, 7,75 м и 6,99 м соответственно). В тоже время, увеличение расстояния до «цели» приводит к замедлению процесса устранения бокового смещения самолета от осевой линии ВПП.

Выводы

1. Для решения поставленной задачи разработана математическая модель управляющих воздействий пилота с возможностью изменения манеры управления на этапах выравнивания и пробега.
2. Для расширения предельных возможностей самолета по парированию боковых возмущений с использованием комплексной математической модели «Самолет — АСШУ (КСУ) — Экипаж — Внешняя среда» разработан сценарий посадки и синтезированы законы штурвального управления самолета Ту-204СМ на этапах движения по глиссаде, выравнивании и пробеге в условиях экстремальных боковых возмущений на границе потери управляемости.
3. Показана возможность восстановления управляемости самолета на пробеге по ВПП различного состояния в условиях комплексного воздействия бокового ветра до 15 м/с и отказа критического двигателя. Восстановление управляемости на пробеге

реализовано с помощью предложенного способа автоматического управления силой аэродинамического сопротивления (дифференциальное управление интерцепторами) и силой трения торможения колес самолета (дифференциальное торможение колес левой и правой стойки).

4. Способ управления силой аэродинамического сопротивления и силой трения торможения колес самолета основан на предлагаемой логике формирования дополнительных вспомогательных управляющих сигналов на секции интерцепторов и тормоза колес основных опор шасси на пробеге. Использование вспомогательных управляющих сигналов предусмотрено при полной потере управляемости самолета в боковом движении или при реальной угрозе бокового выкатывания самолета за пределы ВПП.
5. Предложен вариант аппаратной реализации логики формирования вспомогательных управляющих сигналов на секции интерцепторов и тормоза колес основных опор шасси применительно к самолету Ту-204СМ, оснащенного автоматической системой штурвального управления (АСШУ).
6. Выполнена оценка допустимого диапазона реакции пилота, определяющей манеру управления на пробеге и возможности использования реверса тяги работающего двигателя для обеспечения безопасного завершения посадки на ВПП различного состояния в условиях комплексного воздействия бокового ветра, отказа критического двигателя, низких коэффициентов сцепления.
7. При моделировании движения самолета по ВПП, покрытой слоем воды, реализована возможность и выполнена оценка результатов выхода самолета на режим глиссирования и возможность учета сил сопротивления и моментов от неравномерного продавливания колесами левой и правой стойки шасси слоя воды заданной толщины.

Литература

1. Гребёнкин А. В. Математическое моделирование посадки летательного аппарата в условиях ветрового воздействия типа «микровзрыв». Научный вестник МГТУ ГА №2. Серия: «Аэромеханика и прочность». М.: МГТУ ГА, 1998, с. 43–56.

2. Кнороз В. И., Кленников Е. В. и др. Работа автомобильной шины. М.: «Транспорт», 1976. – 238 с.

3. Гребёнкин А. В., Лигум Д. В. Оценка влияния состояния взлетно-посадочной полосы и бокового ветра на характеристики прерванного взлета и посадки регионального самолета с отказавшим критическим двигателем. Проблемы подготовки специалистов для гражданской авиации и повышения эффективности работы воздушного транспорта: сборник материалов Международной научно-практической конференции 18-19 ноября 2010 г.: научное издание / под ред. Н. У. Ушакова. – Ульяновск: УВАУ ГА(И), 2010, с. 30–32.

4. Разработка и внедрение в практику летных исследований обобщенной математической модели полета самолетов ГА в ожидаемых условиях эксплуатации: Тех. справка о НИР / Рижский Краснознаменный институт инженеров гражданской авиации (РКИИ ГА); Руководитель Тотиашвили Л. Г. № ГР 80026611; Инв. № Б-914759 – Рига, 1980.

5. Ермаков В. В., Санников В. А., Тотиашвили Л. Г. Зависимость коэффициента сцепления колес от скорости движения самолета по ВПП // Вопросы совершенствования методов технического обслуживания и обеспечения безопасности полетов: Сб. научных трудов – Рига: РКИИГА, 1982, с. 80–84.

6. Санников В. А., Гребенкин А. В. Методика и результаты идентификации по данным специальных испытаний сопротивляемости боковому уводу колес самолета // Математическое моделирование в задачах летной эксплуатации воздушных судов. – М.: МИИ ГА, 1993, с. 29–37.

7. Кубланов М. С. Математическое моделирование задач летной эксплуатации воздушных судов на взлете и посадке: монография. М.: МГТУ ГА, 2013, – 270 с.

8. Гребёнкин А. В., Костин С. А., Лушников А. А. Способ формирования вспомогательных управляющих сигналов на пробеге самолета. Патент на изобретение № 2667411. Заявка № 2017141297. Приоритет изобретения 27.11.17 г. Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений Российской Федерации 19.09.18 г. Срок действия патента истекает 27.11.37 г.

9. Руководство по эксплуатации гражданских аэродромов РФ (РЭГА РФ-94). Утверждено приказом директора департамента воздушного транспорта от 19.09.94 № ДВ-98.

УДК 629.7.058

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОБЛАСТИ РАБОТОСПОСОБНОГО СОСТОЯНИЯ ЭЛЕКТРО-МЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА В ПРОСТРАНСТВЕ ПАРАМЕТРОВ ЛИНЕАРИЗОВАННОЙ МОДЕЛИ

Владимир Евгеньевич КУЛИКОВ, *д. т. н., профессор,*
Дмитрий Борисович ЮРЧЕНКО
ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»
E-mail: inbox@aomiea.ru

Рассмотрена задача построения параметрической области штатного функционирования электромеханического привода самолета. Показателем работоспособности служит величина скалярной невязки наблюдения динамического состояния привода в виде свертки его фазовых координат с коэффициентами дифференциального уравнения номинальной линеаризованной модели. Оценка работоспособного состояния связана с параметрической идентификацией привода на основе единого скалярного наблюдателя. Результаты построения области работоспособности иллюстрированы на примере функционирования электромеханического привода системы автоматического управления тяжелого самолета.

Ключевые слова: *модель привода, область работоспособности, параметры динамической системы, скалярный наблюдатель отказное состояние.*

??????

Vladimir E. KULIKOV, *D. Sc. in Engineering, professor,*
Dmitry B. YURCHENKO
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC
E-mail: inbox@aomiea.ru

????????????

Keywords: *??????????*

Электромеханические приводы систем автоматического управления САУ тяжелого самолета, включаемые по параллельной схеме в механическую проводку управления, перемещают совместно с органами управления летчика аэродинамические поверхности с помощью (электро) гидравлических авиационных рулевых приводов [1]. Прямое воздействие электропривода САУ на рулевую поверхность определяет его назначение как высокоответственной системы, влияющей на безопасность полета при автоматическом режиме управления. Это обстоятельство требует создание систем автоматического обнаружения активных отказов для исключения отклонения управляющих поверхностей на опасную величину. Кроме того, современные требования к эксплуатации САУ по техническому состоянию выделяют проблему контроля целостности приводов в отдельное направление создания устройств оценки в реальном времени работоспособного состояния привода как встроенного в систему автоматического управления звена технического обслуживания самолета на протяжении всего срока эксплуатации. Поэтому определение номинальной математической модели привода, определяющей основные динамические характеристики, является исходным пунктом в решении задачи формирования наблюдателя функционирования привода с оценкой уровня его работоспособности.

Рассмотрим модель электромеханического привода с рулевой машиной типа РД-25, приведенную к виду «входной сигнал руля — выходное отклонение руля». Модель учитывает динамические характеристики привода, характеристики ограничения максимальной скорости вращения, зону нечувствительности, влияние внешней нагрузки и люфт механической системы управления.

Структурная схема модели представлена на рис. 1.

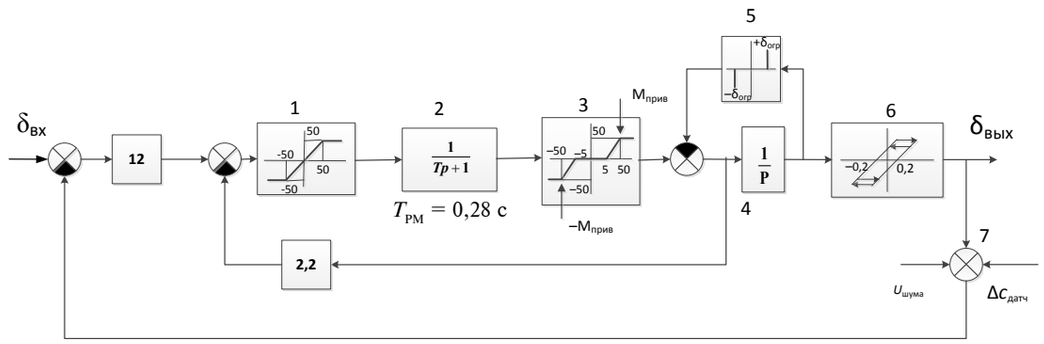


Рис. 1. Структурная схема электромеханического привода

Модель является нелинейной, в ней учтены нелинейности собственно электромеханизма рулевой машины (РМ), а также влияние внешней

нагрузки на валу. Скоростная характеристика также учитывает приведенный момент инерции проводки управления с рулевой поверхностью.

Применительно к параллельно включенному в проводку управления приводу модель описывает динамику работы привода совместно с органами управления каналов руля высоты, элеронов и руля направления при отклонении колонки штурвала, поворота штурвала и отклонения педалей соответственно.

Модель привода включает в себя следующие элементы.

1. Нелинейный элемент ограничения входного сигнала в следящую систему скорости вращения электромеханизма (блок 1).
2. Инерционное звено, описывающее динамику электромагнитных процессов в системе «блок электропривода (БЭП) — электродвигатель» для отработки заданной скорости вращения (блок 2).
3. Основной нелинейный элемент скоростной характеристики привода, включающей в себя зону страгивания (зону нечувствительности), зону насыщения по скорости вращения. Это элемент учитывает также приведенный инерционный момент от массы проводки управления и обеспечивает учет действия приведенного шарнирного момента путем изоморфного изменения («сжатия» по оси ординат) скоростной характеристики пропорционально внешнему моменту $M_{прив}$ (блок 3) в относительных единицах измерения ($M_{прив} = 1$ без нагрузки).
4. Интегратор электродвигателя (блок 4).
5. Нелинейный элемент ограничения выходного сигнала (поворота вала) рулевой машины привода (блок 5).
6. Нелинейный элемент люфта выходного звена, приведенного к повороту руля и учитывающего действие на зону люфта знака момента нагрузки (блок 6).
7. Сумматор сигнала отклонения руля $\delta_{вых}$, постоянной ошибки датчика обратной связи и шума $U_{шума}$ (блок 7).

На модель поступает входной сигнал $\delta_{вх}$ в градусах, сигнал постоянной ошибки датчика обратной связи $\Delta c_{датч}$ в градусах и шум измерения датчика обратной связи $U_{шума}$ в градусах. Выходным сигналом является сигнал отклонения руля $\delta_{вых}$ в градусах.

Как видно из структурной схемы привода, в ней содержатся существенные нелинейности, однако существует возможность рассматривать линейную модель привода для корректного изучения его динамических характеристик и области разброса параметров, неизбежно возникающего при серийном производстве и длительной эксплуатации.

Действительно, большинство сигналов управления по своей величине не приводят к выходу привода на максимальную скорость вращения, а в случаях так называемой «перекладки» рулей возможно вместо реального вывода рулевой машины на свою максимальную скорость вращения $\omega_{\text{РМ}}^{\text{макс}}$ подавать на вход сигнал, ограниченный по скорости $\dot{\varphi}_{\text{РМ}}^{\text{зад}} = \omega_{\text{огр}}$, где, например $\left|\omega_{\text{огр}}\right| = 0{,}95\left|\omega_{\text{РМ}}^{\text{макс}}\right|$, тогда привод будет работать как линейная система. Зона люфта по скорости практически не превосходит 5...7% от максимальной скорости вращения и незначительно влияет на переходное движение привода. Влияние шарнирного момента на скоростную характеристику привода всегда известно для конкретного типа рулевой машины и может быть учтено уменьшением ее наклона в среднем на 25...30% . Выход привода на концевые выключатели крайне редкое явление, так как имеет место ограничение входного сигнала, всегда меньшее максимального угла поворота рулевой машины. Полный диапазон работы приводов без выхода на «концевики» всегда проверяется при проведении наземного контроля САУ. Далее, механический люфт выходного вала после редуктора не превосходит 1,5...2° при рабочем диапазоне ±(60...90°) РМ (на примере РМ типа РД-25), что крайне незначительно влияет на динамику вращения РМ, особенно при эффекте «поджатия» вала шарнирным моментом.

Проведенные упрощения модели рулевой машины с блоком управления скоростью вращения позволяет исследовать динамику на основе их передаточных функций. Согласно [2, стр. 164] динамика РМ может быть описана динамикой усилительного, апериодического и интегрирующего звеньев, образующих в нашем случае передаточную функцию вида:

$$W_{\varphi_{\text{РМ}}}^{u_{\text{вх}}}(p) = \frac{k_{\text{ус}}}{p\left(T_{\text{РМ}}p + 1\right)}, \qquad (1)$$

где $u_{\text{вх}}$, В — входной сигнал в вольтах, характеризующий подвод электрической энергии; $k_{\text{ус}}$, градус $\dot{\varphi}_{\text{РМ}}$/В — коэффициент усиления звена «БЭП-электродвигатель», обеспечивающего отработку заданной скорости вращения; $T_{\text{РМ}}$ — постоянная времени рулевой машины вращения.

На основе стендовых экспериментов при исследовании управляемой РМ получены следующие коэффициенты передаточной функции (1): $k_{\text{ус}} = 7{,}5$, $T_{\text{РМ}} = 0{,}28$ с.

Формирование следящего контура привода с объектом управления (1) осуществлялось по структуре П-Д регулятора. Коэффициент усиления прямой цепи $k_{\text{ус}}$ с учетом ухудшения скоростной характеристики при действии шарнирного момента был принят равным 5,5.

Коэффициент усиления пропорциональной составляющей регулятора $k_{\text{П}} = 1{,}707$ устанавливался для обеспечения работы в линейной зоне по скорости вращения с постоянной времени привода не более $T = 0{,}2$ с в диапазоне значений входного сигнала до 5°. В указанном диапазоне входных сигналов скорость вращения не превосходит $\dot{\varphi}_{\text{РМ}} = 47°/\text{с}$, что гарантирует устойчивость следящей систем в малом. Коэффициент скоростной обратной связи $k_{\text{Д}} = 0{,}293$ выбирался для формирования в следящей системе привода относительного затухания $\xi \approx 0{,}8$. Для того чтобы вся следящая система привода работала в линейной зоне по позиционному сигналу (углу поворот вала РМ), достаточно обеспечить ограничение скорости входного сигнала управления, например, 45°/с. Тогда переходное движение механического поворота вала всегда будет происходить с установившейся скоростью не более физически ограниченной скорости, в нашем случае, 50°/с. Покажем, почему так получается. Если линеаризованная модель привода, как следует из структуры привода на рис. 1, является звеном второго порядка, то при подаче на вход сигнала $\varphi_{\text{РМ}}^{\text{зад}}(t) = \omega_{\text{вх}} \cdot t$ с некоторой постоянной скоростью $\omega_{\text{вх}} =$ const передаточная функция по скорости изменения выходного сигнала будет иметь следующий вид:

$$W_{\omega_{\text{вых}}}^{\omega_{\text{вх}}}(p) = \frac{\omega_{\text{вх}}}{p\left(T^2p^2 + 2\xi Tp + 1\right)}, \qquad (2)$$

где T — постоянная времени следящего привода, ξ — относительный коэффициент затухания колебаний.

Переходное движение, описываемое изображением (2) в преобразовании Лапласа, во временной области примет вид:

$$\omega_{\text{вых}}(t) = \omega_{\text{вх}}\left\{1 - e^{-\frac{\xi t}{T}}\left[\frac{\xi}{\sqrt{1-\xi^2}}\sin\left(\frac{\sqrt{1-\xi^2}}{T}t\right) + \cos\left(\frac{\sqrt{1-\xi^2}}{T}t\right)\right]\right\},$$

а формула для перерегулирования будет определять зависимость только от относительного коэффициента затухания

$$\sigma = e^{-\xi\frac{\pi}{\sqrt{1-\xi^2}}}. \qquad (3)$$

Перерегулирование (3) для $\xi = 0{,}8$ составляет всего 1,52% от скорости входного сигнала, то есть не более 0,7°/с для ограниченной входной скорости 45°, что всегда гарантирует нахождение привода в зоне его линейной модели.

Тогда линеаризованная модель с обоснованными выше допущениями и настройками примет вид, показанный на рис. 2

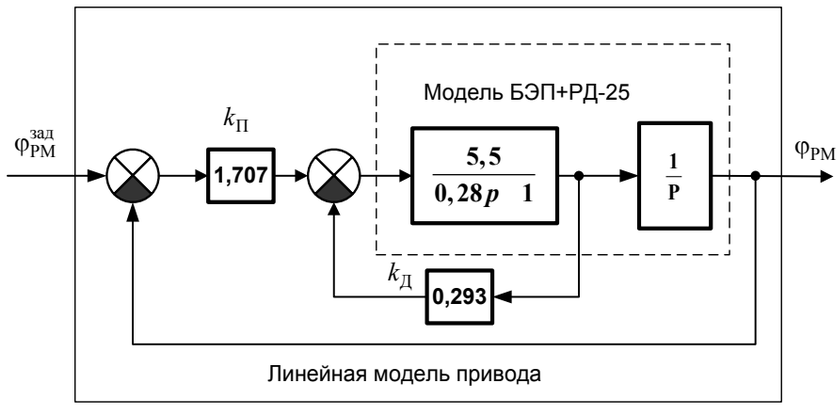
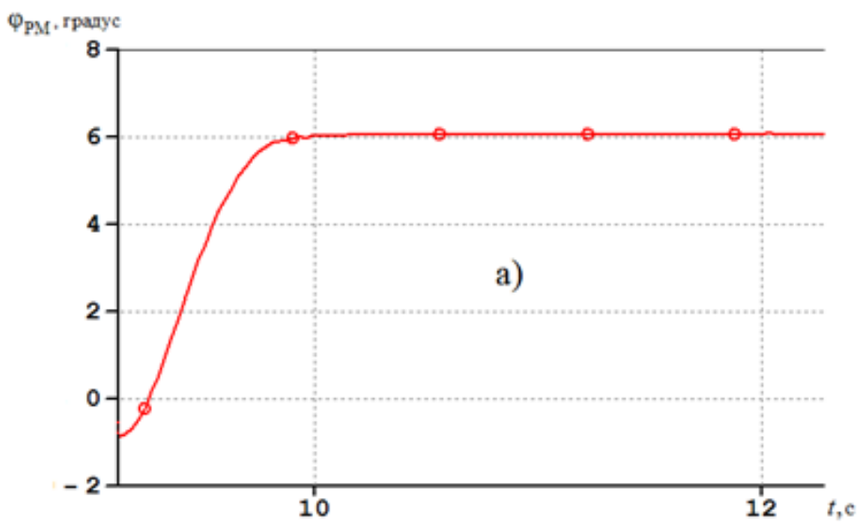


Рис. 2. Линеаризованная модель электромеханического привода

Передаточная функция следящей приводной системы, представленной на рис. 2, определится со своими параметрами как:

$$W_{\varphi_{РМ}}^{\varphi_{РМ}^{зад}}(p) = \frac{1}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1}, \quad T = 0{,}173, \quad \xi = 0{,}805. \qquad (4)$$

Переходные процессы в градусах поворота вала рулевой машины реального привода и линейной модели привода (рис. 2) с передаточной функцией (4) при входном ступенчатом сигнале показаны на рис. 3а и 3б) соответственно.



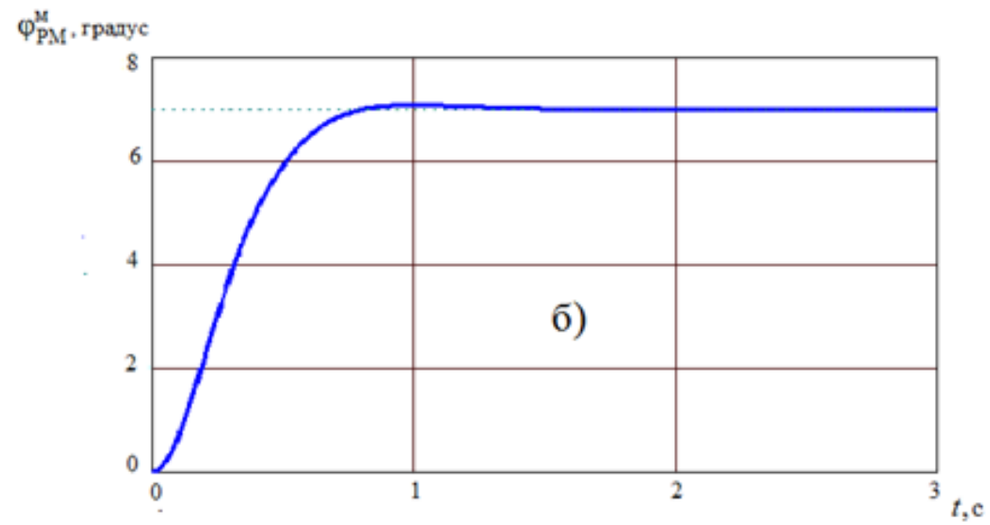


Рис. 3. Переходные процессы реального привода а) и линейной модели б) привода

Как следует из сравнения этих процессов, с учетом смещения на –1° балансировочного положения вала реального привода, они практически совпадают, что говорит о правильности формирования модели.

Использование адекватной модели привода необходимо при моделировании процессов автоматического управления полетом самолета. Но применение модели для подтверждения факта работоспособности эксплуатируемого привода является не прямой, а обратной задачей разработки наблюдателя динамического объекта. Фактически речь идет о построении динамической модели наблюдения [3] в пространстве состояний проверяемого объекта. Вместе с тем функциональное наблюдение должно происходить непрерывно в процессе работы привода или при обработке результатов процессов управления самолетом после выполнения полета.

Если принять модель следящего привода (с одним скалярным входом) за эталонную модель, то можно в общем виде записать два уравнения движения привода — эталонного и реального — при одном и том же входном сигнале и измеренном векторе состояния:

$$\begin{cases} \dot{x}_{эт}(t) = A_{эт} x_{эт}(t) + B x_{вх}(t), \\ \dot{x}(t) = A x(t) + B x_{вх}(t), \end{cases} \qquad (5)$$

где $x_э(t)$ — n-мерный эталонный и наблюдаемый вектор состояния соответственно, $x_{вх}(t)$ — скалярный входной сигнал управления, $A_э$, A — постоянные квадратные матрицы эталонной модели и реальной системы размерности $n \times n$, $B = [0 \ \ \ldots \ \ 0 \ \ 1]^T$ — матрица-столбец управления системы и ее модели размерности $n \times 1$.

Так как реальные параметры матрицы A неизвестны и, в общем случае, отличаются от параметров эталонной матрицы $A_э$, то совпадения векторов состояния модели-эталона и реального привода также не произойдет. Поэтому оценку близости переходных процессов привода и модели проводят по рассогласованию одноименных элементов векторов состояния с установлением порогов на каждый из них для выработки решения о факте работоспособности привода. Например, в работе [4] показано, как по рассогласованию реальных сигналов привода и сигналов его математической модели определяется неработоспособное состояние привода, вызванное аппаратным отказом.

Однако такой метод не позволяет определять степень ухудшения динамических характеристик работы привода в целях перехода от системы эксплуатации привода по ресурсу к перспективной системе эксплуатации по техническому состоянию [5]. Речь идет об определении запасов работоспособности привода до появления неисправного состояния (отказ) или предотказного состояний, при которых далее привод эксплуатироваться не может. Ясно, что наблюдение привода должно происходить постоянно с точки зрения нахождения привода в области работоспособности и запас работоспособности должен быть измеримым.

Определение области работоспособности как пространства допустимых в эксплуатации параметров работы динамической системы требует конкретизации. Так в работе [6, стр. 65] под областью работоспособности понимается некоторая область D_a, $a\{a_1, a_2, \ldots, a_n\}$, построенная в координатах параметров системы. Расстояние от точки a до границ D_a рассматривается как запас работоспособности системы. Определение области работоспособности в виде совокупности граничных точек допустимых параметров рассмотрено в [7], при этом условия работоспособности в пространстве параметров системы до допусковых границ описываются как двухсторонние:

$$a_i^{мин} \le a_i \le a_i^{макс},\ i = 1, \ldots, n, \tag{6}$$

где $a_i^{мин}$ и $a_i^{макс}$ — соответственно минимально и максимально допустимые значения внутренних параметров системы. Здесь область работоспособности (6) будет представлять собой n-мерный параллелепипед.

На самом деле, параметры а системы (в рассматриваемом случае привода) связаны между собой динамическим уравнением движения (5), описывающим фазовую траекторию движения привода, которая может в зависимости от параметров привода удовлетворять требованиям по отслеживанию сигнала управления или не удовлетворять им. Желательно, чтобы область работоспособности, как множество

работоспособных состояний в пространстве параметров привода, была выпуклой для обеспечения однозначности установления меры запаса работоспособности. При выходе за границы области система переходит в неработоспособное состояние. Тогда оценку технического состояния можно будет осуществлять по расположению точки параметров а относительно этой границы.

Вопрос стоит в определении границы области работоспособности как функции изменяющихся в процессе эксплуатации параметров привода. В работе [8] было предложено применение скалярного наблюдателя $\Delta(t)$ линейной скалярной свертки вектора измеренных координат $x_{измер}(t)$ из (5) с весовыми коэффициентами из матрицы эталонной модели. В идеальном случае при $\Delta(t) = 0$ система полностью соответствует эталону, а появление отличной от нуля невязки $\Delta(t)$ регистрирует изменение свойств реально функционирующей системы в смысле несовпадения ее параметров заданным значениям.

Для пояснения предлагаемого решения задачи поиска границы области работоспособности при подстановке из второго уравнения (5) измеренного вектора состояния $x = x_{измер}$ в первое уравнение получаем векторную невязку $\vec{\Delta}(t)$:

$$\vec{\Delta}(t) = -\dot{x}_{измер}(t) + A_{эт} x_{измер}(t) + B x_{вх}(t).$$

В варианте скалярной невязки для привода как динамического звена второго порядка в [9] предложено, с учетом (4), выражение

$$\begin{gathered}\Delta(t) = a_{2_{эт}} \ddot{\varphi}_{РМ}(t) + a_{1_{эт}} \dot{\varphi}_{РМ}(t) + a_{0_{эт}} \varphi_{РМ}(t) - a_{0_{эт}} \varphi_{РМ}^{зад}(t), \\ a_{2_{эт}} = T_{эт}^2,\ a_{1_{эт}} = 2\xi_{эт} T_{эт},\ a_{0_{эт}} = 1,\ T_{эт} = T,\ \xi_{эт} = \xi.\end{gathered} \tag{7}$$

Здесь коэффициенты $a_{0_{эт}}$, $a_{1_{эт}}$, $a_{2_{эт}}$ представляют собой коэффициенты матрицы эталонной приводной системы (5), приведенной к форме Фробениуса. При таком рассмотрении координаты движения эталонной системы являются фазовыми координатами и представляют собой соответствующие производные от угла поворота вала РМ, которые считаются наблюдаемыми. Способ получения производных основан на почленном домножении, как и в работе [10], правой и левой частей изображения по Лапласу второго дифференциального уравнения (5) реального привода на фильтр $W_ф(p)$, представляющий из себя звено с характеристическим полиномом третьего порядка, в виде:

$$T_{пр}^2 W_ф(p) p^2 \varphi_{РМ}(p) + 2\xi_{пр} T_{пр} W_ф(p) p \varphi_{РМ}(p) + W_ф(p) \varphi_{РМ}(p) = W_ф(p) \varphi_{РМ}^{зад}(p). \tag{8}$$

Введем обозначения, следуемые из (8), а именно:

$$\tilde{\ddot{\varphi}}_{\text{РМ}}(t) = L^{-1}\left\{W_{\text{ф}}(p)p^2\varphi_{\text{РМ}}(p)\right\},\ \tilde{\dot{\varphi}}_{\text{РМ}}(t) = L^{-1}\left\{W_{\text{ф}}(p)p\varphi_{\text{РМ}}(p)\right\},$$
$$\tilde{\varphi}_{\text{РМ}}(t) = L^{-1}\left\{W_{\text{ф}}(p)\varphi_{\text{РМ}}(p)\right\},\ \tilde{\varphi}^{\text{зад}}_{\text{РМ}}(p) = L^{-1}\left\{W_{\text{ф}}(p)\varphi^{\text{зад}}_{\text{РМ}}(p)\right\}, \quad (9)$$
$$a_2 = T^2_{\text{пр}},\ a_1 = 2\xi_{\text{пр}}T_{\text{пр}}.$$

Тогда с учетом (9) выражение для скалярной невязки (7) примет вид:

$$\tilde{\Delta}(t) = a_{2_{\text{эт}}}\tilde{\ddot{\varphi}}_{\text{РМ}}(t) + a_{1_{\text{эт}}}\tilde{\dot{\varphi}}_{\text{РМ}}(t) + a_{0_{\text{эт}}}\tilde{\varphi}_{\text{РМ}}(t) - a_{0_{\text{эт}}}\tilde{\varphi}^{\text{зад}}_{\text{РМ}}(t). \quad (10)$$

Переход к дискретному представлению фильтра для формирования оценок производных угла поворота вала РМ при цифровой регистрации параметров САУ получен в [11] по методу эквивалентного дискретного преобразования, сохраняющего свойства ортогональности между фазовыми координатами. Так как при домножении динамические соотношения между производными не меняются, сдвинутая по фазе невязка $\tilde{\Delta}(t)$ относительно идеальной невязки $\Delta(t)$, принимает те же значения, только смещенные по времени из-за введенного фильтра, что не влияет на результаты обработки массива полетных данных, записанных системой бортовых измерений самолета.

Следует сказать, что невязка (10) имеет размерность измерения угла поворота вала РМ в градусах. Тогда сохраняется возможность наблюдения за техническим состоянием привода в удобных физических величинах, что позволяет оценивать степень ухода характеристик привода в формате динамической точности сравнения двух траекторий поворота вала РМ приводных систем: реальной и эталонной модельной при одном и том же входном воздействии. Тем самым решается задача скалярного наблюдения за динамическими характеристиками привода в процессе эксплуатации.

Сигнал невязки $\Delta(t)$ зависит от вида входного сигнала управления. Наиболее критичной формой управляющего сигнала является сигнал типа «перекладка руля», особенно часто встречающемся при формировании управления по заданному крену со сменой его знака в автоматическом режиме полета самолета по маршруту. Формирование таким способом невязки было проверено численно при модельной отработке привода. На вход модели привода подавался входной управляющий сигнал формой «пила» с амплитудой 80° и темпом изменения ±45°/с.

На рис. 4 показан входной сигнал и выходной сигнал поворота вала РМ при номинальных параметрах (4) привода, принятого за эталонный. На этом же рисунке представлен сигнал поведения скалярной невязки Δ, которая не превышает величины 2° в интервале времени слома входного управляющего сигнала с его разрывом второго рода (по первой производной) и соответствующем скачкообразном изменении второй производной.

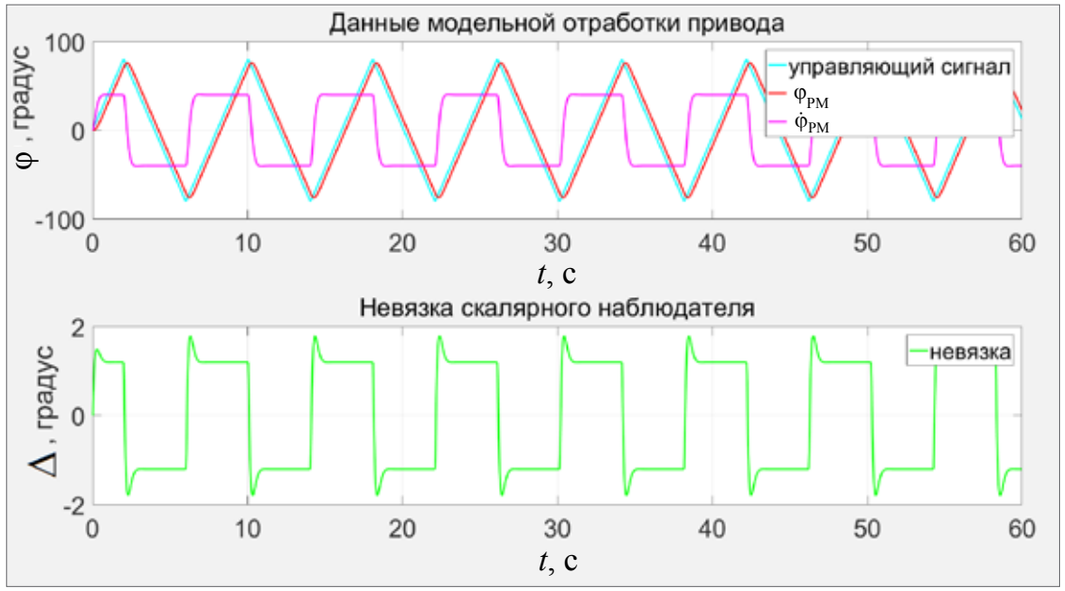


Рис. 4. Вид входного сигнала и невязки скалярного наблюдателя эталонного привода

Рассмотрим для различных параметров ξ (относительный коэффициент затухания) и T (постоянная времени) «деформированного» привода возможность построения областей с границами в виде линий равных значений скалярной невязки Δ на плоскости в системе координат ξOT при подаче на вход привод пилообразного сигнала, показанного на рис. 4. Границы области могут быть описаны уравнением однопараметрического семейства плоских кривых [12, стр. 101] для нашего случая в виде:

$$F(\xi, T, \Delta) = 0, \quad (11)$$

где F — неявная функция аргументов ξ и T при зафиксированном параметре Δ.

В такой постановке задачи (11) решить ее можно только численно на математической модели привода. Была создана поисковая система аргументов ξ и T, которые варьировались от своих номинальных эталонных значений $\xi_{эт} = 0{,}805$, $T_{эт} = 0{,}173$ с до получения невязок с величинами $\Delta = 1,\ 2,\ 4,\ 6,\ 8,\ 10^{\circ}$. При достижении заданного значения невязки фиксировалась текущая точка (ξ, T) искомой линии заданной границы. Множество точек, полученных указанным образом, формируют соответствующие границы областей работоспособности.

Области изменения уровня работоспособности привода показаны на рис. 5.

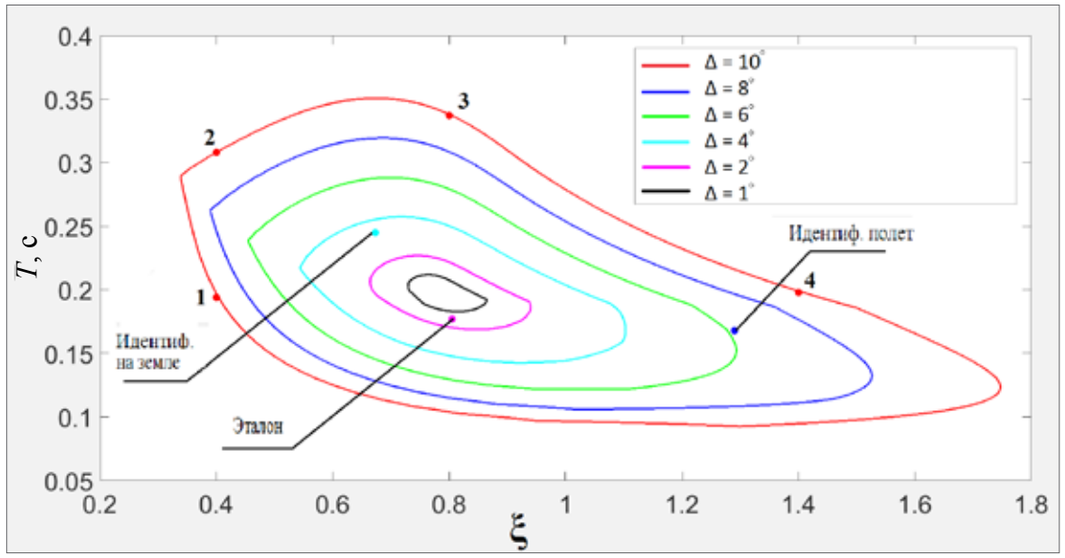


Рис. 5. Области изменения уровня работоспособности электромеханического привода

Точки с номерами №№1, 2, 3, 4 линии границы со значением невязки $\Delta = 10^{\circ}$ на рис. 5 соответствуют парам значений (ξ, T) соответственно (0,4, 0,194), (0,4, 0,308), (0,8, 0,337), (1,4, 0,198). Для указанных параметров привода на рис. 6 приведены графики соответствующих переходных процессов по нормированному углу поворота вала РМ $\overline{\varphi}$ при входном сигнале в виде единичной ступеньки в сравнении с эталонным переходным процессом. Номера графиков переходных процессов (рис. 6) и точек на рис. 5 совпадают.

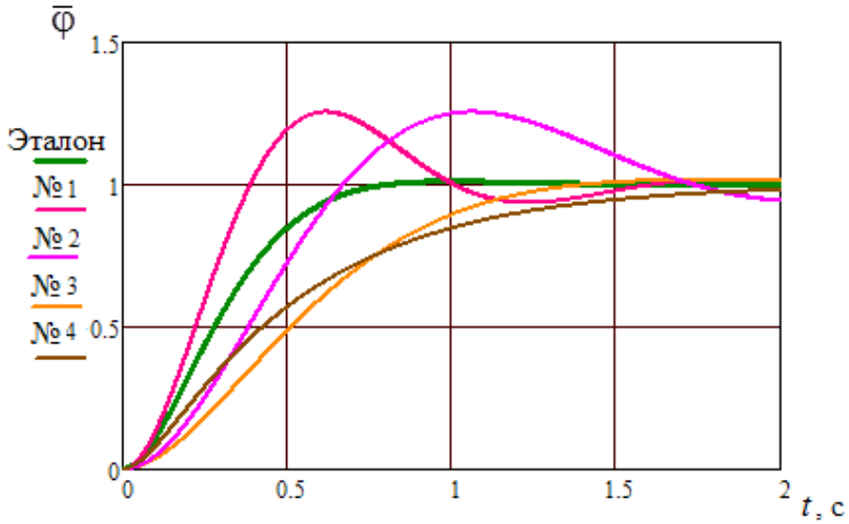


Рис. 6. Переходные процессы привода с измененными параметрами при $\Delta = 10^{\circ}$

Как видно из графиков переходные процессы № 1 и № 2 имеют неприемлемое для следящей системы перегулирование более 20 %, а у процессов № 3 и № 4 время регулирования в два раза превышает время регулирования номинального процесса. Поэтому величина невязки скалярного наблюдателя $\Delta = 10^{\circ}$ была принята за предельно допустимую, выше которой привод считается неработоспособным.

В скалярном наблюдателе (10) используются эталонные параметры привода. В работе [11] показано что наблюдатель (10) может быть использован для решения обратной задачи — определения коэффициентов динамической модели привода. Параметрическая идентификация привода может быть проведена по методу наименьших квадратов, при котором минимизируется функционал F, представляющий собой сумму квадратов невязок наблюдения в дискретные моменты времени $\Delta_{набл_j}$, а именно

$$F = \sum_{j=1}^{N} \Delta_{набл_j}{}^{2} \to \min, \quad \Delta_{набл_j} = \tilde{y}_j - \left(-\hat{a}_2 \ddot{\tilde{y}}_j - \hat{a}_1 \dot{\tilde{y}}_j + \hat{a}_0 \tilde{y}_{вх_j}\right), \qquad (12)$$

где $\hat{a}_2$, $\hat{a}_1$, $\hat{a}_0$ — искомые оценки параметров привода, включающие в себя согласно (9) оценки постоянной времени $\hat{T}_{пр}$ и относительного коэффициента затухания $\xi_{пр}$. Оценивание параметра $\hat{a}_0$, который близок к единице, введен для уточнения реального кинематического коэффициента передачи от заданного входного сигнала к углу поворота вала РМ.

По методу (12) была проведена идентификация параметров реального привода при его наземной отработки по способу «прокачки» на борту самолета. Процессы движения привода и сигнала невязки относительно номинальной модели с эталонными значениями параметров приведены на рис. 6.

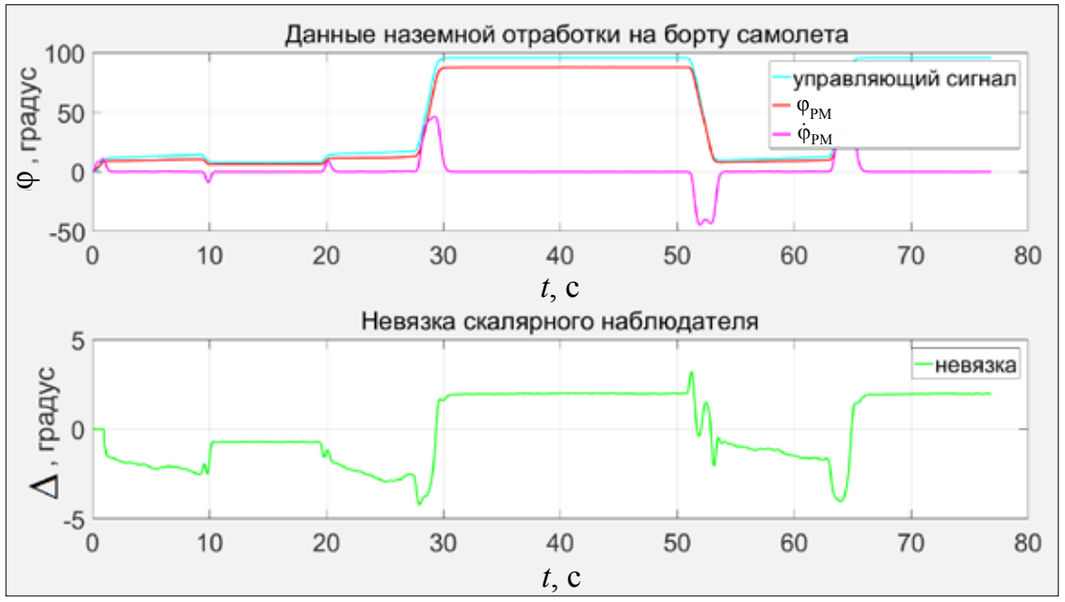


Рис. 7. Невязка скалярного наблюдателя реального привода при наземной проверке на борту самолета

По результатам идентификации привода по записи, показанной на рис. 7, получены следующие параметры: $\xi = 0{,}673$, $\hat{T} = 0{,}245$ с. Указанная точка на плоскости области работоспособности помещена на рис. 5. Здесь невязка не превышает 4°, привод в смысле параметрической настройки является работоспособным, что соответствует действительности.

Также проводилась идентификация параметров привода по полетным данным, представленным совместно с невязкой относительно эталонного привода на рис. 8.

При параметрической идентификации привода в послеполетной обработке получено: $\xi = 1{,}29$, $\hat{T} = 0{,}168$ с. Эти параметры соответствуют границе внутренней области работоспособности с невязкой 6° (рис. 5) и указывают на сохранение работоспособности привода в условиях полета.

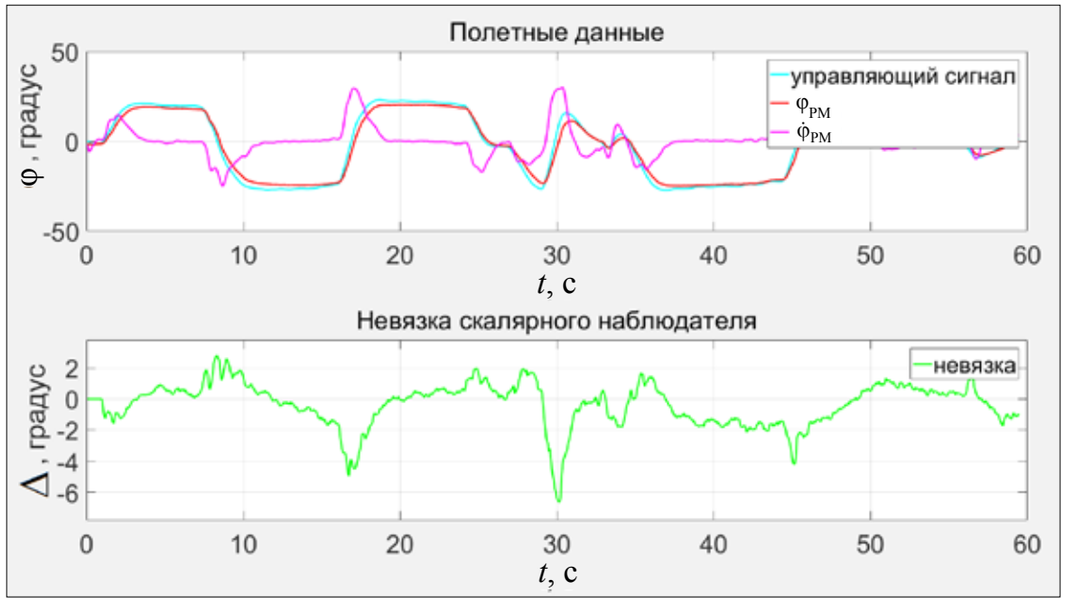


Рис. 8. Процесс управления и невязка скалярного наблюдателя реального привода по результатам полета

Использование невязки скалярного наблюдателя в качестве меры, описывающей уровни работоспособности внутри области, позволяет отслеживать тренд невязки и делать на этой основе прогноз об ухудшении динамических характеристик привода в процессе текущей эксплуатации.

В итоге получено представление об области работоспособности электромеханического привода как области в пространстве параметров его динамической модели с возможностью измерения уровня работоспособности привода в виде скалярной невязки, показывающей в размерности угла поворота вала рулевой машины расстояние от номинальных характеристик эталона. Кроме того, скалярное представление уровня изменения работоспособности позволяет определять расстояние (запас) от текущей невязки работающего привода до величины граничной невязки, при которой гарантируется работоспособность привода как следящей системы отработки сигнала управления. Таким образом, полученные результаты могут быть положены в основу эксплуатации рулевых приводов самолета по техническому состоянию.

Литература

1. Оболенский Ю. Г., Ермаков С. А., Сухоруков Р. В. Введение в проектирование систем авиационных рулевых приводов: учебное пособие / Оболенский Ю. Г., Ермаков С. А., Сухоруков Р. В. – М.: издательство ГУП г. Москвы «Окружная газета ЮЗАО», 2001. – 344 с., ил.

2. В. Г. Воробьев, С. В. Кузнецов. Автоматическое управление полетом самолетов: Учеб. для вузов. – М.: Транспорт. 1995. – 448 с.

3. Мироновский Л. А. Функциональное диагностирование динамических систем: Научное издание/СПб., 1998. – 256 с.

4. Юрченко Д. Б. Многозвеньевая система контроля электромеханического рулевого привода при воздействии разнородных аппаратных отказов // Материалы XIV Всероссийской научно-технической конференции «Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н. Е. Жуковского [Текст] / Сборник докладов. − М.: Издательский дом Академии имени Н.Е. Жуковского, 2017. – С. 549-556.

5. ОСТ 1.02776-2001. Эксплуатация техническая авиационной техники по состоянию. Основные положения.

6. Абрамов О. В., Катуева Я. В., Назаров Д. А. Оптимальный параметрический синтез по критерию запаса работоспособности // Проблемы управления. – 2007. – №6. – С. 64-69.

7. Саушев А. В. Математическое описание областей работоспособности электромеханических систем / А. В. Саушев // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2013. – № 6. – С. 7-13.

8. Куликов В. Е. Система функционального контроля электромеханического привода самолета с диагностической моделью наблюдения. / Труды ФГУП «НПЦ АП». М: ФГУП «НПЦ АП им. Н. А. Пилюгина», №. 4(38), 2016. – С. 21-31.

9. Куликов В. Е., Юрченко Д. Б. Прямая модель наблюдения динамической целостности электромеханического привода самолета/ В сб. «Актуальные вопросы исследований в авионике: теория, обслуживание, разработка». – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2018. С. 225-230.

10. Кулифеев Ю. Б. Идентификация бесконтактного двигателя постоянного тока в процессе стендовых испытаний/ Навигация и системы управления летательными аппаратами. – М.: МИЭА, 2019. – Вып. 24. – С. 59-76.

11. Куликов В. Е., Куликов В. В., Юрченко Д. Б. Модель наблюдения в пространстве фазовых координат рулевого привода самолета / Труды Московского института электромеханики и автоматики. Навигация и системы управления летательными аппаратами. – М.: МИЭА, 2018. – Вып. 20. – С. 62-76.

12. Бутузов В. Ф. Лекции по математическому анализу. Часть II. Учебное пособие. М.: Физический факультет МГУ, 2014. – 200 с.

УДК ???????

КОНЦЕПЦИЯ КОНСТРУИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОДВИЖНЫМ ОБЪЕКТОМ С ОЦЕНИВАНИЕМ ОШИБОК ИЗМЕРЕНИЯ ВЕКТОРА ВЫХОДА ОБЪЕКТА*

Игорь Сергеевич КИКИН, *к. т. н.*
ФГУП «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем» ГНЦ РФ
E-mail: kikin@gosniias.ru

Сформулирован принцип проектирования автономных систем автоматического управления (САУ) подвижными объектами (ПО) с использованием комплексного решения задач оценивания состояния ПО и управления. Он является альтернативой принципу разделения, в соответствии с которым задача оптимизации оценивания решается независимо от задачи оптимизации управления. Техническая эффективность такого подхода к проектированию заключается в возможности решения задачи оптимизации САУ при отсутствии существенных ограничений, накладываемых условиями точного или приближенного соответствия задачи теореме разделения. С точки зрения методических основ проектирования САУ применение данного подхода соответствует переходу от ***аналитического*** *конструирования оптимальных регуляторов (АКОР) к* ***алгоритмическому*** *конструированию информационно-управляющих комплексов (ИУК). В порядке конкретизации прикладных задач, решаемых с применением нового подхода к проектированию САУ, рассмотрена задача реализации дополнительных резервов повышения точности САУ, связанных с оцениванием ошибок измерения вектора выхода ПО.*

Ключевые слова: *алгоритмическое конструирование, оценивание ошибок измерения, информационно-управляющий комплекс, интегрированная технология конструирования, оценивание состояния, теорема разделения.*

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

THE CONCEPT OF MOBILE OBJECT AUTOMATIC CONTROL SYSTEM DESIGN WITH THE OBJECT OUTPUT VECTOR OBSERVATION ERROR ESTIMATION*

Igor S. KIKIN, *PhD in Engineering*
'FGUP "State Research Institute of Aviation Systems' State Scientific Center of Russian Federation
E-mail: kikin@gosniias.ru

The article formulates the design principle of autonomous automatic flight control systems (AFCS) for mobile objects based on complex solution of their state estimation and control problems. The principle is an alternative to the principle of separation, according to which the estimation optimization problem is solved apart from control optimization problem. Technical efficiency of such design approach lies in the opportunity to optimize AFCS, when there are no significant limitations, imposed by the problem exact or approximate conformity to the separation theorem requirements. In terms of AFCS design basic methodology this approach corresponds to transition from optimal controller ***analytical*** *design to integrated information and control system* ***algorithmic*** *design. As an example of specific application problem solved with the use of the new approach to AFCS design, the article considers implementation of AFCS accuracy enhancement additional provisions, related to the errors in mobile object output vector observation estimation.*

Keywords: *algorithmic design, observation error estimation, integrated information and control system, integrated design technology, state estimation, separation theorem.*

*The study was financially supported by grant № 19-08-00752 from RFBR (Russian Foundation for Basic Research)

Введение

В работе [1] дан подробный анализ этапов развития теории автоматического управления (ТАУ) и трудностей выбора критериев для разграничения задач классической и современной ТАУ (СТАУ). По-видимому, основополагающим принципом построения систем автоматического управления (САУ) в рамках классической ТАУ следует признать концепцию «возмущенного — невозмущенного движения» А. М. Ляпунова. В соответствии с данной концепцией оптимальная программа изменения режимов управляемого процесса (задающих воздействий регуляторов) считается известной и определяется на стадии проектирования САУ с использованием методов, не относящихся к методам классической ТАУ. Подходы классической ТАУ для решения задач оптимизации САУ практически никогда не обеспечивали близости к подлинно оптимальному управлению, поскольку используемая на этапе проектирования априорная информация никогда не является достаточной для оптимальных решений во всех ситуациях, которые могут иметь место в процессе эксплуатации. Подлинная оптимизация управления возможна только в процессе функционирования системы в текущей обстановке и возникшей ситуации [1]. Поэтому в качестве центральной проблемы СТАУ выдвигается **проблема создания теории оптимизации САУ в реальном времени**. СТАУ должна рассматривать оптимальное (субоптимальное) управление как адаптивный процесс оптимизации в условиях неполной априорной информации.

Обобщающим требованием к методам оптимизации САУ в реальном времени является оптимальное использование на каждом этапе функционирования системы всех располагаемых ресурсов управления (информационных, энергетических, вычислительных и др.) для достижения главной для данного этапа цели управления при соблюдении множества ограничений указанных ресурсов [1]. Наиболее эффективным методом выполнения данного требования является использование в структуре САУ модели реализуемого управляемого процесса. Эта модель должна учитывать ограничения и обеспечивать оптимальное оценивание состояния ОУ, а также адаптацию к условиям его эксплуатации. Модель постоянно уточняется (идентифицируется) с использованием текущей измерительной информации. Использование моделей не только на стадии проектирования, но и в процессе функционирования систем является одной из характерных черт СТАУ.

Из анализа публикаций в области СТАУ можно сделать вывод о том, что исследования прикладного характера, направленные на внедрение новейших методов управления в практику проектирования САУ, не имеют должного приоритета. По мнению авторов работы [1], главное негативное влияние на практическое внедрение методов СТАУ оказывает множество работ и даже направлений исследований, которые не связаны с практическими потребностями и техническими возможностями в области создания современных и перспективных САУ и представляют чисто математический интерес (работы математиков для математиков). Иными словами, СТАУ находится в состоянии методологического кризиса, связанного с тем, что всеобщая математизация знаний отодвигает на задний план или вовсе исключает физическую интерпретацию задач как на этапе постановки, так и на этапе решения. В то же время практика реализации методов ТАУ говорит о том, что анализ физического смысла задачи позволяет достаточно эффективно ее решить, даже не достигнув желаемой математической строгости решения. Влияние обсуждаемого фактора, тормозящего развитие СТАУ, обусловливает необходимость поиска путей преодоления сложившейся кризисной ситуации [2, 3].

Рассмотрим основополагающий методологический принцип СТАУ — принцип разделения, в соответствии с которым независимо решаются задачи оптимизации оценивания состояния объекта управления (ОУ) и оптимального синтеза законов управления. Доказательство строгого соответствия принципу разделения (теоремы разделения) существует только для линейно-квадратичных задач оптимального управления марковскими процессами. Все варианты задач оптимизации управления нелинейным объектом, для которых доказано приближенное соответствие теореме разделения, представлены в [1]. В других случаях применение принципа разделения может рассматриваться только как необоснованное признание его истинности, противоречащее методологическим основам исследований в сфере точных и инженерных наук.

Проблема создания **интегрированных технологий конструирования** САУ, в которых реализуется комплексное решение задач оценивания состояния ОУ и управления, альтернативное принципу разделения, практически не затронута исследователями в сфере как математической, так и прикладной СТАУ. Из анализа истории развития ТАУ следует, что началом решения данной проблемы можно считать идею дуального управления, принадлежащую А. А. Фельдбауму [4]. Организация взаимодействия процесса адаптивного оценивания состояния ОУ и процесса управления базируется в системах дуального управления (СДУ) на двойственном характере управляющих воздействий. В докладе Р. Калмана на первом конгрессе Международной федерации по автоматическому управлению (ИФАК) «принцип дуальности» был охарактеризован как общий принцип управления. Интерес к проблеме дуального управления начал восстанавливаться тольков последнее десятилетие (см. [5] — [7]).

Отрицательное влияние на развитие теории СДУ невольно оказали результаты исследований А. А. Красовского и представителей его школы. Эти результаты неоправданно рассматривались как альтернатива дуальному управлению. В [8] представлены значительные достижения СТАУ по созданию адаптивных оптимальных систем управления (АдОСУ). На базе основного метода синтеза оптимальных систем — метода аналитического конструирования оптимальных регуляторов (АКОР), решена задача оптимизации САУ в реальном времени, за счет текущей идентификации управляемого процесса. В [9] при рассмотрении концепции адаптивного управления полетом явным образом затрагивается вопрос о практической ценности теории дуального управления (ТДУ): «Такие системы (*имеются в виду АдОСУ*) по целям и результатам функционирования приближаются к системам дуального управления, выигрывая у них в вопросах реализуемости и уступая им разве что в организации взаимодействия процессов оценивания параметров и состояния с процессом управления». Следует отметить, что результаты, представленные в [8] и [9], получены в условиях разделимости процессов идентификации-оценивания состояния ОУ и синтеза управлений. Это обусловливает соответствующие ограничения на динамические свойства ОУ, а также на структуру критерия, отражающего определяемые к управлению требования [9]. Кроме того, накладываются ограничения на модели случайных возмущений, действующих на структурные элементы САУ.

Возвращаясь к анализу методологического кризиса СТАУ, причиной кризиса СТАУ следует считать господство аналитического подхода к оптимизации САУ. Этот подход обладает тем преимуществом, что обеспечивает получение строгого решения задачи синтеза оптимальной системы. При этом если оптимальное решение получено, то решен целый класс задач, а не одна специфическая [10]. Но даже возможности высокоэффективного подхода со временем исчерпываются, а попытка его универсализации приводит к постановке и решению полностью оторванных от практики задач. В настоящее время трудно оценить потери возможностей оптимизации САУ, связанных с их проектированием на базе принципа разделения. Эта оценка должна естественным образом появиться в процессе создания и практического использования новых методов СТАУ внекризисного периода.

Одно из возможных направлений развития СТАУ связано с использованием феномена дуализма управляющего воздействия, открытого А. А. Фельдбаумом в начале 60-х годов прошлого столетия. Речь идет об идее оценивания характеристик ОУ и действующих на него возмущений с использованием управляющего сигнала, формируемого в САУ замкнутого типа. Именно эта идея заложена в основу принципа интегрированного конструирования САУ, излагаемого в настоящей работе.

Монография [11] содержит анализ методов решения проблемы оптимальности с подробным сравнением аналитических и алгоритмических методов оптимизации. В работе отмечено существенное ограничение возможностей аналитических методов и необходимость применения алгоритмических для того, «чтобы освободиться от сильной идеализации и переупрощения реальных задач». Термин «алгоритмическое конструирование оптимальных регуляторов» впервые применен в [12].

В работах [10], [13] — [15] представлено систематическое изложение метода алгоритмического конструирования САУ с неполной информацией. Указанные работы могут послужить методической базой для нового этапа развития прикладной СТАУ.

Следует отметить, что декомпозиция внутрисистемных задач, решаемых при проектировании комплекса управления подвижным объектом, может привести к ухудшению характеристик технической эффективности комплекса. Данное утверждение может быть проиллюстрировано результатами исследований по созданию неинвариантных алгоритмов обработки информации в корректируемой инерциальной навигационной системе (ИНС) [16] — [18]. Вне системного подхода к созданию бортовых комплексов управления (БКУ) ИНС проектируется как комплектующее изделие БКУ. Ее привязка к конкретному объекту управления осуществляется по набору эксплуатационных и точностных характеристик. Она представляет собой материализацию модели кинематики движения ПО, и ее алгоритм функционирования инвариантен к объекту применения. Эффективным путем оптимизации динамических и точностных характеристик БКУ становится разработка неинвариантных алгоритмов ИНС, основанная на учете динамики объекта применения.

Резюмируя изложенное, можно сделать вывод о том, что теоретическая и прикладная СТАУ не может развиваться без существенного изменения методологической базы оптимизации САУ. Указанное изменение связано с переходом от методов аналитического конструирования оптимальных регуляторов (АКОР) к методам алгоритмического конструирования информационно-управляющих комплексов (ИУК). Кроме того, в рамках СТАУ целесообразно развить базирующиеся на строгих критериях методы упрощения математических моделей процессов управления, включая методы декомпозиции задач управления.

Новые подходы к оптимизации САУ предполагают создание ИУК в результате синтеза единого комплекса оценивания состояния и управления. При принятой схеме деления ИУК это означает взаимное влияние структур и алгоритмов функционирования: измерителя выхода ОУ, динамического наблюдателя его состояния и регулятора. Адаптивные режимы функционирования ИУК обеспечиваются за счет текущей

идентификации модели движения ОУ из состава наблюдателя. Для методов конструирования САУ с использованием комплексного подхода к оптимизации оценивания состояния ОУ и формирования управляющих воздействий будем применять термин «интегрированные технологии конструирования» (ИТК).

1. Постановка задачи

Работа посвящена поиску эффективного пути решения фундаментальной научной проблемы в области прикладной ТАУ — созданию методов синтеза систем управления ПО, которые обеспечивают комплексное решение задач оптимизации оценивания состояния и управления. Комплексное решение подразумевает отказ от использования принципа разделения, позволяющего синтезировать отдельно систему оценивания состояния ПО и систему собственно управления, но накладывающего существенные ограничения как на структуру объекта управления и САУ в целом, так и на вид критерия качества САУ. Необходимо разработать новый метод алгоритмического конструирования ИУК, который обеспечит оценивание наиболее существенно влияющих на точность системы ошибок измерений. Основная задача — формирование эквивалентного возмущающего воздействия на ОУ, которое позволяет провести имитацию процесса управления в условиях полной априорной информации об условиях функционирования САУ. Данная задача должна решаться в режиме наблюдения за реальным процессом управления на заданном интервале времени. Поскольку имитация процесса управления в условиях полной информации осуществляется по завершении интервала наблюдения, она может быть реализована только в ускоренном масштабе времени. Длительность имитации процесса должна быть пренебрежимо мала по сравнению с длительностью интервала наблюдения. Данная логика применения наблюдателя в структуре полного алгоритма функционирования ИУК целенаправленно реализует существенно отличающийся от марковского интегрированный процесс управления, расширяя возможности оптимизации САУ, ограниченные условиями точного или приближенного соответствия теореме разделения.

1.1. Математическая модель управляемого движения ОУ для динамического наблюдателя его состояния

Выбранная обобщенная форма представления модели базируется на фундаментальных законах теоретической механики и механики полета летательных аппаратов (ЛА) с турбореактивным двигателем (ТРД).

Принципы построения модели:

1) Математическое описание управляемого движения ЛА формируется для невозмущенного полета в воздушной среде, параметры которой соответствуют параметрам международной стандартной атмосферы (МСА) с применением упрощающих модель допущений. Невозмущенный полет моделируется для условий отсутствия параметрических возмущений, обусловленных отклонением характеристик ЛА, силовой установки и сервосистемы органов управления ЛА от проектных значений, а также для условий отсутствия ошибок измерений выхода ОУ.

2) Совокупное влияние на движение ЛА априорно неопределенных факторов, связанных с возмущенным состоянием атмосферы, параметрическими возмущениями, а также влияние априорно обусловленных упрощений математической модели, учитывается векторным возмущающим входом математической модели САУ ЛА.

Вектор состояния ЛА представим как результат объединения четырех векторов:

$\mathbf{x}=[\mathbf{r},\boldsymbol{\varphi},\mathbf{V},\boldsymbol{\Omega}]$, где $\mathbf{r}$ — радиус-вектор, определяющий положение центра масс (ЦМ) ЛА относительно начала нормальной земной системы координат (СК) [19]; $\boldsymbol{\varphi}$ — вектор угловой ориентации осей связанной СК относительно нормальной СК; $\mathbf{V}=\frac{d\mathbf{r}}{dt}$ — вектор скорости ЦМ ЛА; $\boldsymbol{\Omega}=\frac{d\boldsymbol{\varphi}}{dt}$ — вектор угловой скорости ЛА вокруг полюса вращения, совпадающего с ЦМ ЛА.

Следует отметить, что из-за отсутствия возможности наглядного представления фазовых траекторий метод фазового пространства имеет неудобства для математического описания многомерных многосвязных САУ подвижными объектами. Неудобство обусловлено зависимостью фазовой скорости ОУ как от кинематических, так и от динамических характеристик движения. Для разделения динамических и кинематических компонент математического описания движения ОУ будем представлять его состояние двумя векторами: $\mathbf{z}=[\mathbf{r},\boldsymbol{\varphi}]$ и $\dot{\mathbf{z}}=\frac{d\mathbf{z}}{dt}=[\mathbf{V},\boldsymbol{\Omega}]$, где $\mathbf{z}$ — вектор пространственного положения ЛА, $\dot{\mathbf{z}}$ — вектор скорости изменения пространственного положения ЛА.

Производная вектора $\dot{\mathbf{z}}$: $\frac{d\dot{\mathbf{z}}}{dt}=\ddot{\mathbf{z}}=[\mathbf{w},\boldsymbol{\varepsilon}]$, где $\mathbf{w}$ — вектор ускорения ЦМ ЛА, $\boldsymbol{\varepsilon}$ – вектор углового ускорения вращения ЛА относительно ЦМ.

Вектора $\mathbf{w}=\frac{d\mathbf{V}}{dt}$ и $\boldsymbol{\varepsilon}=\frac{d\boldsymbol{\Omega}}{dt}$ — определяются с применением фундаментальных законов динамики твердого тела: закона изменения количества движения и закона изменения кинетического момента.

$$\frac{d\mathbf{V}}{dt} = \mathbf{w} = m^{-1}\left(\mathbf{P} + \mathbf{R}_A + \mathbf{G}\right), \qquad (1)$$

где m — масса ЛА в текущий момент времени, $\mathbf{P}$ — вектор тяги двигателя, $\mathbf{R}_A$ — вектор полной аэродинамической силы, $\mathbf{G}$ — вектор гравитационной силы.

$$\frac{d\mathbf{\Omega}}{dt} = \boldsymbol{\varepsilon} = J^{-1}\left(\mathbf{M}_A - \mathbf{\Omega} \times J\mathbf{\Omega} - \mathbf{\Omega} \times \mathbf{K}_P\right), \qquad (2)$$

где J — диагональная матрица тензора инерции ЛА в текущий момент времени, $\mathbf{M}_A$ — главный вектор аэродинамического момента, $\mathbf{K}_P$ — суммарный кинетический момент роторов ТРД [19]. Уравнение (2) применяем для описания вращательного движения динамически симметричного ЛА. При этом главные оси инерции ЛА совпадают с осями связанной СК. Вектора $\mathbf{P}$ и $\mathbf{K}_P$ совпадают с продольной осью ЛА и имеют нулевой эксцентриситет.

Функциональное описание правых частей уравнений сил (1) и моментов (2) определяется кинематическими параметрами, которые формируются в результате интегрирования указанных уравнений.

Модуль вектора тяги $P = P(M, h, \delta_{ДЗ})$, где M — число Маха, h — высота полета, $\delta_{ДЗ}$ — положение органа управления двигателем, с которым функционально связан массовый секундный расход топлива $\dot{m}_Т = f_D(\delta_{ДЗ})$. Модуль $\mathbf{K}_P$, определяемый скоростью вращения турбин ТРД, также является функцией высотно-скоростных параметров полета и $\delta_{ДЗ}$: $K_P = f_K(M, h, \delta_{ДЗ})$. $M = \frac{V_в}{a}$, где $V_в$ — модуль вектора воздушной скорости полета ЛА, a — скорость звука. Будем полагать, что расход топлива является единственной причиной изменения массы m и других инерционных характеристик ЛА. Тогда $\frac{dm}{dt} = \dot{m}_Т$, $J = J(m)$.

$$\mathbf{R}_A = qS\mathbf{c}_R, \qquad \mathbf{M}_A = qSl\boldsymbol{\mu}, \qquad (3)$$

где q — динамическое давление набегающего потока (скоростной напор), S, l — площадь характерного сечения и характерный размер ЛА, $\mathbf{c}_R$, $\boldsymbol{\mu}$ — векторы безразмерных коэффициентов полной аэродинамической силы и главного аэродинамического момента, соответственно. Скоростной напор $q = \frac{\rho V_в^2}{2}$, где ρ — плотность воздуха.

При разработке модели не учитывались нестационарные составляющие $\mathbf{c}_R$ и $\boldsymbol{\mu}$.

В этом случае функциональные зависимости для указанных векторов имеют вид [20]:

$$\mathbf{c}_R = (M, \mathrm{Re}, \alpha, \beta, \mathbf{\Omega}, \boldsymbol{\delta}_A), \qquad \boldsymbol{\mu} = \boldsymbol{\mu}\,(M, \mathrm{Re}, \alpha, \beta, \mathbf{\Omega}, \boldsymbol{\delta}_A), \qquad (4)$$

Re — число Рейнольдса, α, β — углы атаки и скольжения, соответственно, $\boldsymbol{\delta}_A$ — вектор координат положения органов аэродинамического управления.

$\mathrm{Re} = \frac{Vl}{\nu}$, где ν — кинематическая вязкость воздуха. Модуль вектора силы тяги можно представить в виде, аналогичном по форме представлению аэродинамической силы:

$P = qSc_P$, где $c_P = c_P(M, h, \delta_{ДЗ})$ — безразмерный коэффициент силы тяги.

$\mathbf{G} = \mathbf{G}(\mathbf{r})$ — консервативная сила, однозначно определяемая положением точки приложения силы.

Все аргументы сил и моментов, действующих на ЛА, кроме управляющих, определяются значениями векторов $\mathbf{z}$ и $\dot{\mathbf{z}}$. Во избежание излишней громоздкости структурных схем, поясняющих предлагаемый принцип оценивания состояния ЛА, представим вторую производную вектора пространственного положения ЛА в виде:

$$\frac{d^2\mathbf{z}}{dt^2} = \ddot{\mathbf{z}} = \left[\mathbf{a}, \boldsymbol{\varepsilon}\right] = \mathbf{\Phi}\left(\mathbf{z}, \dot{\mathbf{z}}, \boldsymbol{\delta}, \boldsymbol{\lambda}_{МСА}, \mathbf{b}_{ЛА}\right),$$

где $\mathbf{\Phi}(...)$ — векторная функция размерности (3+3), $\boldsymbol{\delta}$ — вектор координат положения органов управления ЛА, $\boldsymbol{\delta} = \left[\boldsymbol{\delta}_A, \delta_{ДЗ}\right]$, $\boldsymbol{\lambda}_{МСА}$ — вектор параметров МСА, $\mathbf{b}_{ЛА}$ — вектор проектных параметров ЛА; $\boldsymbol{\lambda}_{МСА} = \boldsymbol{\lambda}_{МСА}(h)$, где h — высота полета.

Вектор $\boldsymbol{\lambda}_{МСА}$ определяет стандартные значения параметров атмосферы: температуры T, °K; скорости звука a, м/с; давления p, Па; плотности ρ, кг/м^3; кинематической вязкости ν, м^2/с.

Для моделирования управляемого движения ЛА модель его движения необходимо дополнить моделями регулятора и сервосистемы, отрабатывающей заданное положение органов управления.

Обобщенный вид модели регулятора:

$$\mathbf{U} = \mathbf{A}_{РЕГ}\left\{\mathbf{z}, \dot{\mathbf{z}}, \mathbf{\Gamma}\left(\mathbf{z}_Ц, \dot{\mathbf{z}}_Ц\right)\right\},$$

где $\mathbf{U}$ — вектор управляющего сигнала, компоненты которого, подаются на входы сервоприводов, $\mathbf{A}_{РЕГ}\{...\}$ — операторное преобразование, реализуемое регулятором, $\mathbf{\Gamma}(\mathbf{z}_ц, \mathbf{u}_ц)$ — целевое многообразие, определяющее заданное состояние ОУ, $\mathbf{\Gamma}(...)$ — векторная функция размерности (3+3).

Индексом «ц» обозначены векторные аргументы на момент достижения целевого состояния.

Обобщенный вид модели динамики сервосистемы:

$$\frac{d^2\boldsymbol{\delta}}{dt^2} = \ddot{\boldsymbol{\delta}} = \mathbf{C}\left(\mathbf{z}, \dot{\mathbf{z}}, \boldsymbol{\sigma}, \dot{\boldsymbol{\delta}}, \operatorname{sign}\left(\dot{\boldsymbol{\delta}}\right), \boldsymbol{\delta}, \boldsymbol{\lambda}_{\text{МСА}}, \mathbf{b}_C\right),$$

где $\mathbf{C}(...)$ — векторная функция, размерность которой соответствует количеству органов управления, $\mathbf{b}_C$ — вектор проектных параметров сервосистемы.

1.2. Модель измерений

В качестве комплекса измеряемых параметров принят вектор скорости изменения пространственного положения ОУ $\dot{\mathbf{z}}$. В этом случае оценка вектора пространственного положения ОУ формируется методом счисления — интегрированием измеряемых величин. Данный метод обладает недостатком, заключающимся в накоплении ошибок измерений, что обусловливает актуальность их оценивания.

Уравнение измерений представим в виде:

$$\dot{\mathbf{z}}^* = \left[I + \boldsymbol{\chi}\left(\dot{\mathbf{z}}\right)\right]\dot{\mathbf{z}} + \Delta\dot{\mathbf{z}}\left(t\right), \quad \mathbf{z}^* = \int_0^t \dot{\mathbf{z}}^* d\tau,$$

где $\dot{\mathbf{z}}^*, \mathbf{z}^*$ — измеренные векторы выхода ОУ, I — единичный вектор, $\boldsymbol{\chi}$ — вектор масштабных искажений, $\Delta\dot{\mathbf{z}}(t)$ — вектор дрейфов нулей статических характеристик измерителей.

1.3. Формулировка задачи

На основе математической модели движения объекта управления с неопределенным возмущающим входом, измеряемых компонент вектора состояния, при выполнении условия наблюдаемости, а также сигналов управляющего воздействия на объект, определить оценки параметров состояния объекта, инвариантные к погрешностям измерений.

2. Теоретическая база для решения задачи

Решение поставленной задачи требует применения интегрированных технологий конструирования САУ. Поскольку в рамках СТАУ интегрированные технологии конструирования САУ не разработаны, необходимо сформулировать ряд положений, на которых базируется предлагаемый принцип решения. Часть указанных положений представлена

в виде аксиоматических утверждений, а часть — в виде объяснения несоответствия поставленной задаче существующих методов оптимизации оценивания параметров состояния ОУ.

Концепция оценивания состояния ПО, инвариантного к ошибкам измерений выхода объекта, базируется на следующих аксиоматических утверждениях.

1) При наличии полной информации о структуре, параметрах ОУ и воздействиях на него окружающей среды, математическая модель движения объекта позволяет сформировать идеальные оценки вектора состояния и фазовой скорости ОУ.

В указанных идеализированных условиях информационного обеспечения процесса управления не существует необходимости измерений выхода ОУ.

2) Принципы влияния на точность САУ возмущений, действующих на ОУ, и погрешностей измерений выхода ОУ обладают существенными отличиями.

Возмущения, действующие на ОУ, подавляются регулятором из состава ИУС, который, как правило, обеспечивает близкую к нулю установившуюся динамическую ошибку регулирования. Влияние погрешностей измерений, применяемых для реализации регулирующих и компенсирующих связей, накладываемых на ОУ, аналогично влиянию ошибок формирования задающих воздействий, которые преобразуются в соответствующие отклонения объекта от заданного состояния. Таким образом, методы оценивания измерений и их компенсация являются эффективными методами повышения точности САУ по отношению к достигнутым уровням.

3) Существует гипотетическая реализация возмущающего воздействия на ОУ в пределах интервала наблюдения, которая по своему влиянию на эволюцию ОУ эквивалентна всей совокупности неопределенных факторов, воздействующих на САУ.

Возмущающий вход наблюдателя в режиме оценивания состояния ОУ либо суммируется с управляющим входом, либо имитирует эквивалентное возмущение, действующее непосредственно на ОУ.

Оценивание погрешностей измерений вторых производных координат пространственного положения ОУ не может быть обеспечено алгоритмическими методами.

Комплекс измерителей компонент линейных и угловых ускорений (ньютонометров) обеспечивает измерение суммарных векторов сил и моментов, действующих на ОУ, которые включают в себя и возмущающие воздействия. Оценки действующего на объект возмущения и ошибок измерений этого возмущения неразделимы.

С этим положением связана постановка рассматриваемой задачи в части модели измерений.

Анализ методов оценивания параметров состояния ОУ показал следующее. В существующей практике проектирования САУ для оценивания состояния объекта управления (ОУ) в подавляющем большинстве случаев используются процедуры, реализующие темп оценивания, совпадающий с темпом получения информации: сглаживание, фильтрация и экстраполяция результатов наблюдений. Такие процедуры принципиально не могут обеспечить разделения полезного сигнала и помехи с близкими спектральными характеристиками. Принятая в настоящей работе модель измерений соответствует указанному варианту неразделимости измеряемых величин и ошибок измерений.

Анализ исследований в области СТАУ, посвященных синтезу САУ с динамическим наблюдателем состояния (ДНС) ОУ показал, что в структуре синтезируемых САУ используется практически стандартная структура наблюдателя [13, 21, 22], которая представлена на рис. 1.

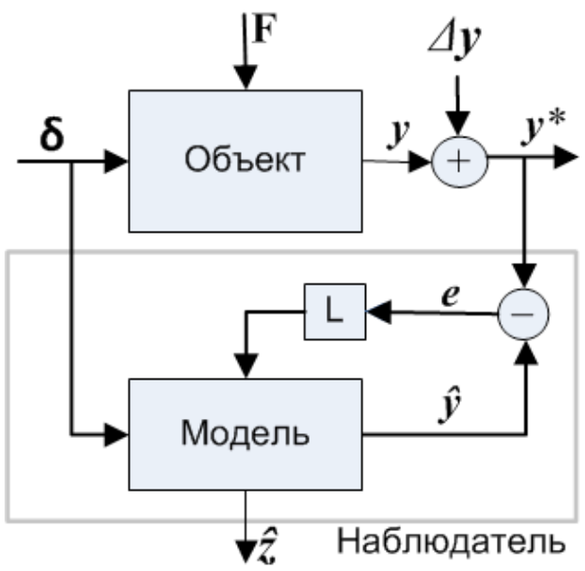


Рис. 1. Принцип построения наблюдателя

δ — вектор управления, **F** — вектор возмущения, $\boldsymbol{y}$ — вектор выхода ОУ, $\boldsymbol{y}^*$ — измеренный вектор выхода, $\Delta\boldsymbol{y}$ — ошибка измерения, $\hat{\boldsymbol{y}}$ — оценка вектора выхода ОУ (выход модели), $\boldsymbol{e}$ — невязка выходов объекта и модели, L — преобразование невязки выходов объекта и модели для корректировкивхода модели, $\hat{z}$ — вектор оценки состояния ОУ.

Указанная структура включает в себя модель движения ОУ, на вход которой поступает то же управляющее воздействие, что и на ОУ. Кроме того, на вход модели поступает сигнал коррекции (обратной связи). Этот сигнал определяется невязкой выходов объекта и модели. Использование указанного сигнала, в который аддитивно входит ошибка измерений, в рамках применяемой структуры наблюдателя не позволяет получить оценки вектора состояния ОУ, инвариантные к ошибкам измерений.

3. Концепция решения проблемы

Ключевым моментом предлагаемого подхода к решению проблемы является применение двухэтапного процесса оценивания состояния ОУ.

На первом этапе на конечном интервале наблюдения оценивается реализация вектора эквивалентного возмущающего воздействия на ОУ. Указанная реализация должна отражать влияние на процесс управления всей совокупности неконтролируемых факторов, действующих на элементы замкнутой САУ. Оценка возмущения базируется на дуальности управляющего воздействия. На возмущающий вход модели ОУ, применяемой в составе ДНС, на этом этапе подается нулевой сигнал. Кроме того, на данном этапе запоминается последовательность значений вектора управляющего воздействия на реальный ОУ. По этой последовательности восстанавливается реализация управляющего воздействия.

На втором этапе проводится оценка вектора состояния ОУ, инвариантная к ошибкам измерений. Временной интервал наблюдения процесса управления на входе и выходе ОУ в реальном масштабе времени завершен на первом этапе оценивания. В конечный момент этого интервала сформированы только реализация управляющего воздействия **U(t)** и оценка реализации эквивалентного возмущающего воздействия $\hat{\mathbf{U}}_{\mathbf{F}}(\mathbf{t})$. На втором этапе оценивания они используются в качестве управляющего и возмущающего входов модели динамики сервосистемы. Оценки реализаций векторов состояния и выхода ОУ формируются в результате моделирования процесса движения ОУ на уже завершенном временном интервале времени с использованием входов модели **U** и $\hat{\mathbf{U}}_{\mathbf{F}}$. Моделирование должно осуществляться в сжатом масштабе времени: длительность процесса моделирования должна быть пренебрежимо мала по отношению к длительности моделируемого интервала реального процесса управления.

Таким образом, формируется реализация векторной функции оценок состояния ОУ на интервале наблюдения. Непосредственно влияет на формирование управляющего воздействия значение вектора оценок в момент завершения интервала наблюдения, что эквивалентно

дискретной коррекции автономной информационной системы ОУ от внешнего источника информации. Значения указанного вектора на всем интервале оценивания информационно обеспечивают текущую идентификацию модели процесса управления методом стохастической аппроксимации.

Параметры процесса управления, реализуемого с использованием предлагаемого алгоритмического метода оценивания состояния ОУ, должны определяться исходя из допустимой вероятности выхода фазовой траектории ОУ за пределы допустимой области траекторий.

Предлагаемую концепцию можно рассматривать в качестве примера целенаправленного формирования немарковского процесса управления.

4. Схема оценки возмущающего воздействия

Схема представлена на рис. 2. Она отражает взаимодействие реальной САУ и ее модели в режиме формирования реализаций входных сигналов модели на первом этапе оценивания состояния ОУ.

Все обозначения на рис. 2 соответствуют обозначениям, приведенным в разделе 1. Входы и выходы структурных элементов реальной системы, кроме измерительной части, отмечены индексом «Ф», являющимся сокращением слова «фактический».

Дополнительные обозначения.

$\mathbf{F}_1$, $\mathbf{F}_2$ и $\mathbf{F}_3$ — неопределенные факторы, возмущающие сервосистему, ОУ и измеритель, соответственно;

$\mathbf{U}_{FN}(\cdot)$ — последовательность N векторов, по которой восстанавливается реализация совокупного возмущения, приведенного к возмущающему входу модели:
$\mathbf{U}_{FN}(\cdot) \rightarrow \hat{\mathbf{U}}_{\mathbf{F}}(\mathbf{t})$;

$\mathbf{U}_K(\cdot)$ — последовательность K векторов, по которой восстанавливается реализация управляющего воздействия: $\mathbf{U}_K(\cdot) \rightarrow \mathbf{U(t)}$.

Схема предполагает идентичную реализацию регуляторов в замкнутой САУ и ее модели.

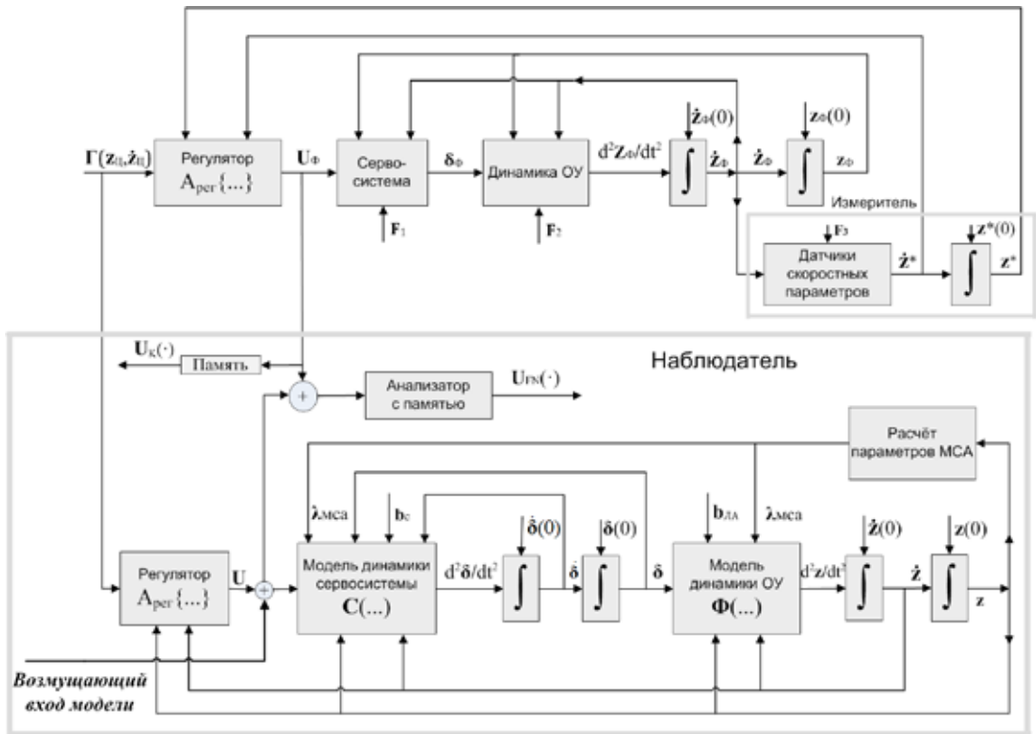


Рис. 2. Схема оценки возмущающего воздействия

5. Схема оценки параметров состояния ОУ

Главной особенностью представленной ниже схемы является то, что она не имеет обратных связей по состоянию ОУ и воспроизводит его движение по сформированным и запомненным на предыдущем этапе управляющему и возмущающему входам наблюдателя.

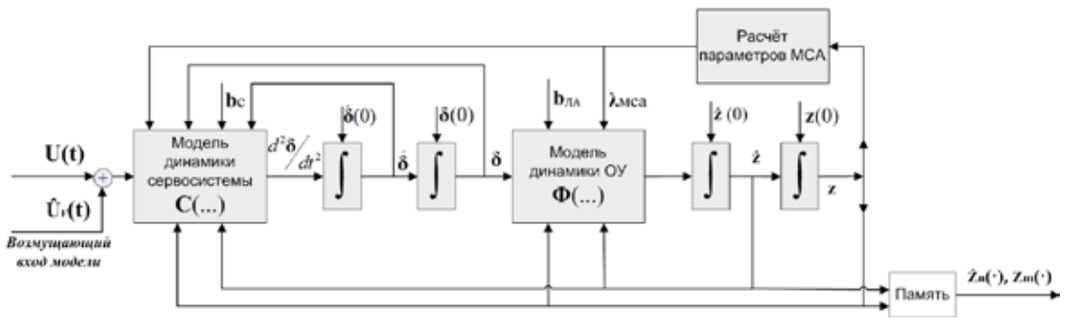


Рис. 3. Схема оценки параметров состояния ОУ

$\dot{\mathbf{Z}}\mathbf{n}(\cdot)$, $\mathbf{Zm}(\cdot)$ — последовательности векторов $\dot{\mathbf{Z}}$ и $\mathbf{Z}$, состоящие соответственно из n и m элементов, по которым восстанавливаются оценки реализаций параметров состояния ОУ.

Поскольку $\hat{\mathbf{U}}_{\mathbf{F}}(\mathbf{t})$ является оценкой совокупного воздействия неопределенных факторов, с использованием представленной схемы имитируется процесс управления в условиях полной априорной информации и формируются оценки параметров состояния ОУ, независимые от ошибок измерений выхода объекта.

Заключение

Сформирована концепция оценивания состояния подвижного объекта управления, независимого от ошибок измерений вектора выхода объекта. Основная идея предлагаемого подхода к решению проблемы заключается в построении модели движения подвижного объекта, имитирующей процесс управления объектом в условиях полной априорной информации. Эта модель реализуется в сжатом масштабе времени после завершения временного интервала реального процесса управления, на котором запоминаются реализации управляющего воздействия и оценки возмущающего воздействия, эквивалентного влиянию на движение объекта совокупности априорно неопределенных факторов.

Результаты работы могут быть использованы в процессе создания интегрированных технологий конструирования систем автоматического управления, реализующих комплексный подход к решению задач оценивания состояния подвижного объекта и управления. Ключевой проблемой указанных направлений развития современной теории автоматического управления является оптимальный синтез анализатора — формирователя реализаций эквивалентного возмущающего входа наблюдателя. В соответствии с принципами интегрированных технологий конструирования процедура синтеза анализатора совмещается с процедурой синтеза регулятора.

Литература

1. **Справочник** по теории автоматического управления / под ред. А. А. Красовского. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 712 с.

2. Методологический кризис «всепобеждающей математизации» современной теории управления./ **Филимонов Н. Б.** // Мехатроника, автоматизация, управление, Том 17, № 5, 2016, с. 291–300.

3. К вопросу о методологическом кризисе современной теории оптимального управления. / **Сухинин Б. В., Сурков В. В.** // Мехатроника, автоматизация, управление, Том 19, № 1, 2018, с. 26–30.

4. **Фельдбаум А. А.** Основы теории оптимальных автоматических систем. М.: Физматгиз, 1963.

5. Дуальное управление экстремальными объектами в условиях неопределенности. / **Алексеева Е. Ю., Беседин А. А.** // Вестник ЮУрГУ, № 2, 2010, с. 26–28.

6. О теории непараметрических систем управления. / **Медведев А. В.** // Вестник Томского Государственного университета. №1(22), 2013, с. 6–19.

7. Непараметрическое дуальное управление линейными процессами. / **Куприн А. Г., Медведев А. В.** // ТРУДЫ XII ВСЕРОССИЙСКОГО СОВЕЩАНИЯ ПО ПРОБЛЕМАМ УПРАВЛЕНИЯ ВСПУ-2014. Москва 16 – 19 июня 2014 г., с. 2430–2437.

8. **А. А. Красовский, В. Н. Буков, В. С. Шендрик.** Универсальные алгоритмы оптимального управления непрерывными процессами. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1977. – 271 с.

9. **В. Н. Буков.** Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 230 с.

10. **Афанасьев В. Н.** Управление неопределенными системами. ПРИОРИТЕТНЫЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ПРОЕКТ «ОБРАЗОВАНИЕ». Учеб. пособие. – М.: РУДН, 2008. – 325 с.

11. **Цыпкин Я. З.** Адаптация и обучение в автоматических системах. Гл. ред. физ.-мат. литературы изд-ва «Наука», М., 1968, – 400 с.

12. **Петров Б. Н., Крутько П. Д.** Алгоритмическое конструирование оптимальных регуляторов при неполной информации о состоянии объекта // Изв. АН СССР. Техническая кибернетика. – 1972. – № 6, с. 186–199.

13. **Афанасьев В. Н.** Управление нелинейными неопределенными динамическими объектами. М.: ЛЕНАНД. 2015. – 224 с.

14. **Афанасьев В. Н.** Динамические системы управления с неполной информацией. Алгоритмическое конструирование. М.: ЛЕНАНД. 2018. – 216 с.

15. **Афанасьев В. Н.** Стохастические системы. Оценки и управление. М.: ЛЕНАНД. 2018. – 152 с.

16. Неинвариантные алгоритмы обработки информации инерциальных навигационных систем. / **Дмитриев С. П., Степанов О. А.** // Гироскопия и навигация. – 2000, – №1, с. 12–23.

17. Неинвариантные алгоритмы обработки информации для БИНС летательного аппарата. / **Федоскин О. И.** // Гироскопия и навигация. – 2003, – №4, с. 34–48.

18. О построении модели бесплатформенной инерциальной навигационной системы авиабомбы с неинвариантными алгоритмами обработки информации. / **Кондратьев А. А., Кривоноженков В. А., Щипицын А. Г.** // Вестник ЮУрГУ. – 2008, – №3, с. 12–15.

19. Динамика полета. / Под редакцией академика РАН **Бюшгенса Г. С.** Москва «Машиностроение», 2011, – 776 с.

20. **Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В.** Аэродинамика самолета: Динамика продольного и бокового движения. – М.: Машиностроение, 1979. – 352 с.

21. Синтез наблюдателя на основе фильтра Калмана для системы управления динамическим объектом / **Чертков А. А.** // Информационные технологии и системы: управление, экономика, транспорт, право. – 2014. – № 1 (12). – с. 66–71.

22. Алгоритм наблюдателя системы управления курсом судна для оценки возмущений и шумов измерений. / **Чертков А. А., Загрединов Д. А., Михайлов Ю. Б.** // Вестник Государственного университета морского и речного флота имени адмирала С. О. Макарова. – 2016. – Выпуск 6(40). – с. 221–227.

УДК 629.7.05:681.515.4

ПРОПОРЦИОНАЛЬНО-ИНТЕГРАЛЬНЫЙ РЕГУЛЯТОР С ПОЗИЦИОННЫМ КОМПЕНСАТОРОМ В ПРОДОЛЬНОМ КАНАЛЕ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА

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

Рассмотрена задача построения алгоритма угловой стабилизации системы автоматического управления продольным движением самолета на основе ПИ-П регулятора, позволяющего обеспечить астатическое управление при существенном снижении перерегулирования. По методу модального управления получено аналитическое решение для параметров тангажного закона управления с применением префильтра во входном заданном сигнале управления. Работоспособность алгоритма управления подтверждена результатами моделирования на полноразмерной модели тяжелого самолета.

Ключевые слова: *система автоматического управления, тангажный закон управления, аналитический синтез, передаточная функция, желаемые параметры, замкнутый контур.*

PROPORTIONAL-INTEGRAL CONTROLLER WITH POSITION COMPENSATOR IN AUTOMATIC LONGITUDINAL FLIGHT CONTROL SYSTEM

Vladimir V. KULIKOV
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC
E-mail: inbox@aomiea.ru

The article considers the development of an attitude stabilization algorithm for aircraft longitudinal motion automatic control system based on PI-P controller providing astatic control in case of substantial reduction in overshoot. Analytical solution for pitch control law parameters is obtained by the modal control method using the prefilter in given input control signal. The control algorithm operability is confirmed by results of simulation on heavy aircraft full-scale model.

Keywords: *automatic flight control system, pitch control law, analytical synthesis, transfer function, desired parameters, closed loop.*

Определяющим фактором синтеза системы автоматического управления самолета является структурное построение закона управления или в современной интерпретации — тип регулятора. Все большее распространение получают ПИД-регуляторы и развиваются методы их настройки [1, 2]. Рассмотрим в данном контексте синтез системы стабилизации угла тангажа самолета в варианте пропорционально-интегральной архитектуры с позиционной связью, компенсирующей ноль передаточной функции замкнутого контура управления (ПИ-П регулятор). Структурная схема такой системы, с учетом статического демпфера тангажа, имеет вид, показанный на рис. 1.

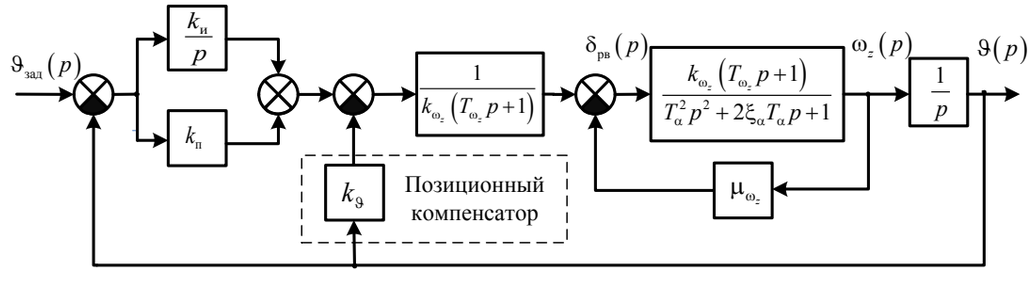


Рис. 1. Структурная схема контура стабилизации тангажа с ПИ-П регулятором

Объектом управления в контуре стабилизации тангажа является система собственного углового вращательного движения самолета, которая описывается динамическим звеном второго порядка со следующими параметрами:

$$k_{\omega_z}=\frac{\bar{M}_z^{\delta_{рв}}\bar{Y}^{\alpha}-\bar{M}_z^{\alpha}\bar{Y}^{\delta_{рв}}}{-\bar{M}_z^{\alpha}-\bar{M}_z^{\omega_z}\bar{Y}^{\alpha}},\ T_{\omega_z}=\frac{\bar{M}_z^{\dot{\alpha}}\bar{Y}^{\delta_{рв}}-\bar{M}_z^{\delta_{рв}}}{\bar{M}_z^{\alpha}\bar{Y}^{\delta_{рв}}-\bar{M}_z^{\delta_{рв}}\bar{Y}^{\alpha}},$$
$$T_\alpha=\sqrt{\frac{1}{-\bar{M}_z^{\alpha}-\bar{M}_z^{\omega_z}\bar{Y}^{\alpha}}},\ \xi_\alpha=\frac{\bar{Y}^{\alpha}-\bar{M}_z^{\omega_z}-\bar{M}_z^{\dot{\alpha}}}{2\sqrt{-\bar{M}_z^{\alpha}-\bar{M}_z^{\omega_z}\bar{Y}^{\alpha}}},\qquad(1)$$

где $\delta_{рв}$ — отклонение руля высоты от балансировочного положения; α — угол атаки; k_{ω_z} — коэффициент усиления по угловой скорости тангажа ω_z; T_{ω_z} — известная постоянная времени, определяющая запаздывание скоса потока; T_α, ξ_α — известные постоянная времени и относительный коэффициент затухания свободного углового вращательного движения самолета. Входящие в параметры (1) передаточной функции по угловой скорости тангажа аргументы представляют собой [3, стр. 331] размерные производные аэродинамических сил и моментов, оказывающие основное влияние на продольное движение самолета в линеаризованной форме его представления. Входящий в структуру статический

демпфер тангажа при предстоящем аналитическом синтезе будем считать подлежащим определению в составе контура стабилизации тангажа. Искусственно включенное в контур управления апериодическое звено, стоящее перед звеном угловой скорости тангажа, обеспечивает компенсацию нуля передаточной функции свободной системы.

Передаточная функция замкнутого контура тангажа, соответствующая структуре (рис. 1), описывает динамическую связь входа $\vartheta_{зад}$ (заданного тангажа) и выхода ϑ (стабилизируемого тангажа) и будет иметь вид:

$$W_{\vartheta}^{\vartheta_{зад}}(p)=\frac{k_{п}p+k_{и}}{T_{\alpha}^{2}p^{4}+(2\xi_{\alpha}T_{\alpha}+k_{\omega_z}T_{\omega_z}\mu_{\omega_z})p^{3}+(1+k_{\omega_z}\mu_{\omega_z})p^{2}+(k_{п}+k_{\vartheta})p+k_{и}}, \tag{2}$$

где $k_{п}$, $k_{и}$ — коэффициент пропорциональности и коэффициент усиления интеграла соответственно, k_{ϑ} — коэффициент позиционной обратной связи по регулируемой координате — текущему тангажу, μ_{ω_z} — коэффициент демпфера тангажа в контуре его стабилизации.

Закон управления системы можно записать в операторной форме как:

$$\delta_{рв}(p)=\frac{\left\{k_{п}\left[\vartheta_{зад}(p)-\vartheta(p)\right]+\frac{k_{и}}{p}\left[\vartheta_{зад}(p)-\vartheta(p)\right]-k_{\vartheta}\vartheta(p)\right\}}{k_{\omega_z}\left(T_{\omega_z}p+1\right)}-\mu_{\omega_z}\omega_z(p). \tag{3}$$

Будем искать такие настройки ПИ-П регулятора (3), которые бы обеспечивали желаемое расположение корней замкнутого контура в постановке задачи модального управления [4]. Для этого введем в рассмотрение следующее равенство передаточной функции (2) некоторой преобразованной передаточной функции, содержащей эталонное размещение корней замкнутой системы, в виде:

$$\begin{aligned}&\frac{k_{п}p+k_{и}}{T_{\alpha}^{2}p^{4}+(2\xi_{\alpha}T_{\alpha}+k_{\omega_z}T_{\omega_z}\mu_{\omega_z})p^{3}+(1+k_{\omega_z}\mu_{\omega_z})p^{2}+(k_{п}+k_{\vartheta})p+k_{и}}=\\&=\frac{k_{п}p+k_{и}}{\left(k_{п}p+k_{и}\right)\left(T_{ж}p+1\right)\left(T_{ж}^{2}p^{2}+2\xi_{ж}T_{ж}p+1\right)},\end{aligned} \tag{4}$$

где $T_{ж}$ и $\xi_{ж}$ — желаемые постоянная времени и относительный коэффициент затухания соответствующих эталонных звеньев.

Понятно, что при выполнении равенства (4) желаемое качество по регулируемой координате описывает преобразованная к эталонной передаточная функция

$$W_{\vartheta}^{\vartheta_{зад}}(p)=\frac{1}{\left(T_{ж}p+1\right)\left(T_{ж}^{2}p^{2}+2\xi_{ж}T_{ж}p+1\right)}, \tag{5}$$

в которой скомпенсирован полином числителя исходной передаточной функции (2), поэтому отсутствует перерегулирование. Для обеспечения равенства (4) достаточно обеспечения равенства коэффициентов при одинаковых степенях переменной p в обоих характеристических полиномах. Неизвестных искомых коэффициентов — четыре $\left(k_{п}, k_{и}, k_{\vartheta}, k_{\omega_z}\right)$, назначаемых желаемых параметров замкнутого контура — два $\left(T_{ж}, \xi_{ж}\right)$, итого — шесть параметров. Количество уравнений, которым должны удовлетворять названные параметры, всего четыре, и они представляют собой равенства для первых четырех коэффициентов при первых четырех старших степенях обоих полиномов. Без снижения общности постановки задачи в смысле возможных равенств типа (4) принято условие зависимости динамических свойств эталонного замкнутого контура (5) от одной заданной постоянной времени $T_{ж}$. При этом еще одной избыточной переменной остается задаваемый коэффициент затухания $\xi_{ж}$, который имеет для обеспечения желаемого качества управления ограниченный интервал значений, как правило $\xi_z\in\left[0,7,\ 1,0\right)$. Тогда будет иметь место следующее равенство характеристических полиномов исходной и преобразованной систем:

$$\begin{aligned}&T_{\alpha}^{2}p^{4}+(2\xi_{\alpha}T_{\alpha}+k_{\omega_z}T_{\omega_z}\mu_{\omega_z})p^{3}+(1+k_{\omega_z}\mu_{\omega_z})p^{2}+(k_{п}+k_{\vartheta})p+k_{и}=\\&=\left(k_{п}p+k_{и}\right)\left(T_{ж}p+1\right)\left(T_{ж}^{2}p^{2}+2\xi_{ж}T_{ж}p+1\right)=\\&=k_{п}T_{ж}^{3}p^{4}+\left[T_{ж}^{2}\left(k_{п}+k_{и}T_{ж}\right)+2k_{п}\xi_{ж}T_{ж}^{2}\right]p^{3}+\left[k_{и}T_{ж}^{2}+k_{п}T_{ж}+2\xi_{ж}T_{ж}\left(k_{п}+k_{и}T_{ж}\right)\right]p^{2}+\\&+\left(k_{п}+k_{и}T_{ж}+2k_{и}\xi_{ж}T_{ж}\right)p+k_{и}.\end{aligned} \tag{6}$$

После приравнивания коэффициентов при одинаковых степенях переменной p в уравнении (6) получим следующие четыре уравнения:

$$\begin{cases}T_{\alpha}^{2}=k_{п}T_{ж}^{3},\\2\xi_{\alpha}T_{\alpha}+k_{\omega_z}T_{\omega_z}\mu_{\omega_z}=\left(k_{п}+k_{и}T_{ж}\right)T_{ж}^{2}+2k_{п}\xi_{ж}T_{ж}^{2},\\1+k_{\omega_z}\mu_{\omega_z}=k_{и}T_{ж}^{2}+2\xi_{ж}T_{ж}\left(k_{п}+k_{и}T_{ж}\right)+k_{п}T_{ж},\\k_{\vartheta}+k_{п}=k_{п}+k_{и}T_{ж}+2k_{и}\xi_{ж}T_{ж}.\end{cases} \tag{7}$$

Как следует из рассмотрения системы уравнений (7), ее невырожденность обеспечивается введением коэффициента k_{ϑ} (для существования четвертого уравнения), что позволяет решить задачу компенсации нуля замкнутой передаточной функции четвертого порядка астатического контура стабилизации тангажа.

В системе (7) содержатся четыре неизвестных коэффициента регулятора $k_{\text{п}}$, $k_{\text{и}}$, μ_{ω_z} и k_{ϑ}, из которых k_{ϑ} зависит от неизвестного коэффициента $k_{\text{и}}$ и определяется из четвертого уравнения (7):

$$k_{\vartheta} = k_{\text{и}} T_{\text{ж}} (1 + 2\xi_{\text{ж}}). \tag{8}$$

Коэффициент $k_{\text{п}}$ определяется из первого уравнения (7) и напрямую зависит от желаемой постоянной времени

$$k_{\text{п}} = \frac{T_{\alpha}^2}{T_{\text{ж}}^3}. \tag{9}$$

После подстановки (9) во второе и третье уравнения (7) получаем два выражения для искомого коэффициента при интеграле $k_{\text{и}}$, а именно

$$k_{\text{и}} = \frac{2T_{\alpha}\xi_{\alpha}T_{\text{ж}} - (1+2\xi_{\text{ж}})T_{\alpha}^2 + T_{\text{ж}}T_{\omega_z}k_{\omega_z}\mu_{\omega_z}}{T_{\text{ж}}^4} = \frac{k_{\omega_z}\mu_{\omega_z} + 1}{T_{\text{ж}}^2(1+2\xi_{\text{ж}})} - \frac{T_{\alpha}^2}{T_{\text{ж}}^4}. \tag{10}$$

Равенство (10) является уравнением относительно искомого коэффициента демпфирования μ_{ω_z}, решением для которого будет

$$\mu_{\omega_z} = \frac{T_{\text{ж}}^2 + 2T_{\alpha}(1+2\xi_{\text{ж}})(\xi_{\text{ж}}T_{\alpha} - \xi_{\alpha}T_{\text{ж}})}{k_{\omega_z}T_{\text{ж}}\left[T_{\omega_z}(1+2\xi_{\text{ж}}) - T_{\text{ж}}\right]}. \tag{11}$$

Подстановка (11) в любое из двух выражений (10) дает конечный вариант коэффициента $k_{\text{и}}$ при интеграле, зависящий от исходных коэффициентов модели объекта управления и желаемых параметров $T_{\text{ж}}$, $\xi_{\text{ж}}$:

$$k_{\text{и}} = \frac{2\xi_{\text{ж}}T_{\alpha}^2 + \left(T_{\omega_z} - 2\xi_{\alpha}T_{\alpha}\right)T_{\text{ж}}}{\left[T_{\omega_z}(1+2\xi_{\text{ж}}) - T_{\text{ж}}\right]T_{\text{ж}}^3} - \frac{T_{\alpha}^2}{T_{\text{ж}}^4}. \tag{12}$$

Теперь следует найти условия существования на некотором конечном интервале функций (11) и (12) в смысле области определения назначаемых положительных аргументов $T_{\text{ж}}$ и $\xi_{\text{ж}}$. Основным условием является положительность коэффициентов $k_{\text{и}} > 0$ и $\mu_{\omega_z} > 0$, коэффициент $k_{\text{п}}$ (9) всегда положителен, коэффициент k_{ϑ} (8) при положительном $k_{\text{и}}$

также будет положителен. Для исключения неопределенности будем всегда назначать желаемый относительный коэффициент затухания эталонной передаточной функции (5) постоянным: $\xi_{\text{ж}} = \frac{\sqrt{2}}{2} = 0,707$.

Найдем допустимый диапазон постоянной времени $T_{\text{ж}}$. На основании (12) уравнение для $k_{\text{и}} = 0$ относительно критического значения желаемой постоянной времени $T_{\text{ж}}$ примет следующий вид:

$$\left(T_{\omega_z} - 2\xi_{\alpha}T_{\alpha}\right)T_{\text{ж}}^2 + T_{\alpha}^2(1+2\xi_{\text{ж}})T_{\text{ж}} - T_{\alpha}^2T_{\omega_z}(1+2\xi_{\text{ж}}) = 0. \tag{13}$$

Для обеспечения условия $k_{\text{и}} > 0$ при положительных значениях $T_{\text{ж}}$ из решения уравнения (13) запишем неравенство, которое определяет диапазон соответствующих значений назначаемой постоянной времени, а именно:

$$T_{\text{ж}_1} > \frac{-T_{\alpha}^2(1+2\xi_{\text{ж}}) + T_{\alpha}\sqrt{(1+2\xi_{\text{ж}})\left[T_{\alpha}^2(1+2\xi_{\text{ж}}) + 4T_{\omega_z}\left(T_{\omega_z} - 2\xi_{\alpha}T_{\alpha}\right)\right]}}{2\left(T_{\omega_z} - 2\xi_{\alpha}T_{\alpha}\right)}. \tag{14}$$

Следует заметить, что для дозвуковых тяжелых самолетов практически всегда выполняется условие $T_{\omega_z} > 2\xi_{\alpha}T_{\alpha}$, которое гарантирует диапазон положительных значений $T_{\text{ж}}$ в неравенстве (14).

Рассмотрим далее условия существования условия положительного коэффициента $\mu_{\omega_z} \geq 0$, то есть отрицательной обратной связи демпфирования. На основании выражения (11) и при выполнении условия $\left(T_{\omega_z} - 2\xi_{\alpha}T_{\alpha}\right) > 0$ желаемая постоянная времени должна удовлетворять неравенству:

$$T_{\text{ж}_2} < T_{\omega_z}(1+2\xi_{\text{ж}}). \tag{15}$$

То же требование рассмотрим в применении к числителю дроби (11). Нетрудно заметить, что это выражение является функцией аргумента $T_{\text{ж}}$ и представляет собой параболу

$$f(T_{\text{ж}}) = T_{\text{ж}}^2 - 2\xi_{\alpha}T_{\alpha}(1+2\xi_{\text{ж}})T_{\text{ж}} + 2\xi_{\text{ж}}T_{\alpha}^2(1+2\xi_{\text{ж}}) \tag{16}$$

с положительными ветвями, так как имеет минимум в точке — вершине параболы (16) с координатами

$$\left\{2\xi_{\alpha}T_{\alpha}(1+2\xi_{\text{ж}}),\ T_{\alpha}^2(1+2\xi_{\text{ж}})\left[2\left(1-\xi_{\alpha}^2\right)\xi_{\text{ж}} - \xi_{\alpha}^2\right]\right\}.$$

В случае, если собственного демпфирования самолета достаточно, например, при $\xi_\alpha > 0{,}8$ и отсутствии искусственно вводимого демпфера в структуре замкнутого контура ($\mu_{\omega_z} = 0$) желаемая постоянная времени должна определяться из уравнения

$$T_ж^2 - 2\xi_\alpha T_\alpha (1+2\xi_ж) T_ж + 2\xi_ж T_\alpha^2 (1+2\xi_ж) = 0. \qquad (17)$$

Решением уравнения (17) для получения положительных значений параметров закона управления является

$$T_ж = T_\alpha \left\{ \xi_\alpha (1+2\xi_ж) + \sqrt{(1+2\xi_ж)\left[\xi_\alpha^2 (1+2\xi_ж) - 2\xi_ж\right]} \right\}. \qquad (18)$$

Здесь для получения действительных значений решения (18) назначение желаемого относительного коэффициента затухания должно осуществляться в соответствии с неравенством

$$\xi_ж \le \frac{\xi_\alpha^2}{2\left(1-\xi_\alpha^2\right)}. \qquad (19)$$

Таким образом, исключение из структуры алгоритма управления обратной связи по угловой скорости тангажа требует точечного назначения желаемой постоянной времени согласно (18) с учетом выполнении условия (19) при контроле условия (14). Тогда коэффициенты обратных связей $k_и$ (12) и k_ϑ (8) также будут принимать положительные значения.

В основном самолеты имеют недостаточное собственное демпфирование ($\xi_\alpha < 0{,}8$) и для них требуется введение дополнительного демпфирования в замкнутом контуре управления. Тогда на основании неравенств (14) и (15) при выборе желаемого относительного коэффициента затухания $\xi_ж = 0{,}707$ диапазон назначаемых постоянных времени эталонного контура стабилизации тангажа будет лежать в интервале

$$T_{ж_1} < T_ж < T_{ж_2}. \qquad (20)$$

Рассмотрим применение предлагаемого подхода к синтезу контура стабилизации тангажа на примере отработки заданного тангажа $\vartheta_{зад} = 5^\circ$ для тяжелого самолета на режимах полета H_1 = 1500 м, $V_{пр_1} = 280$ км/ч и H_2 = 5000 м, $V_{пр_2} = 490$ км/ч при желаемой постоянной времени $T_ж$=1,2 с, лежащей в диапазоне (20), и $\xi_ж = 0{,}707$.

Соответствующие этим двум вариантам режимов полета коэффициенты закона управления будут равны:

$$\begin{aligned} &1.\ k_п = 0{,}242,\ k_и = 0{,}1,\ k_\vartheta = 0{,}29,\ \mu_{\omega_z} = 0{,}0706; \\ &2.\ k_п = 0{,}085,\ k_и = 0{,}308,\ k_\vartheta = 0{,}887,\ \mu_{\omega_z} = 0{,}303. \end{aligned} \qquad (21)$$

Переходные процессы отработки заданного тангажа с коэффициентами (21) для двух указанных режимов полета при одинаковых параметрах эталонного контура также являются одинаковыми и сливаются между собой, что показано на рис. 1.

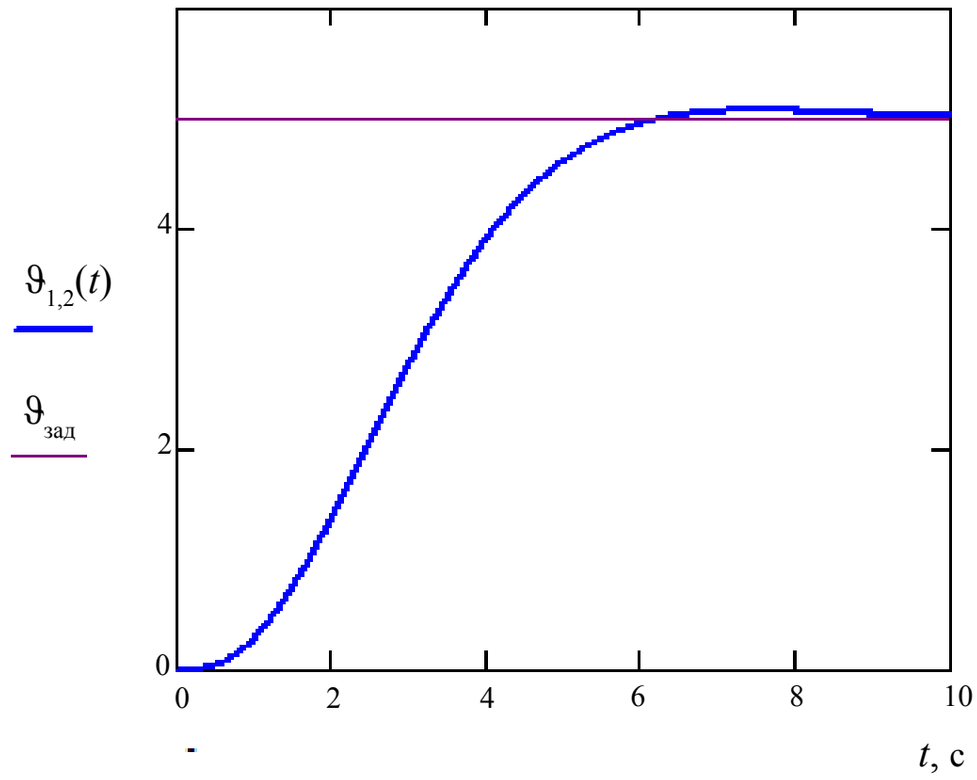


Рис. 1. Совпадающие переходные процессы выхода на $\vartheta_{зад} = 5^\circ$ в режимах № 1 и № 2

Так как оба контура линейные, а скорости полета различны, совпадение переходных процессов требует создания различных приращений нормальной перегрузки относительно единицы, что показано на рис. 2.

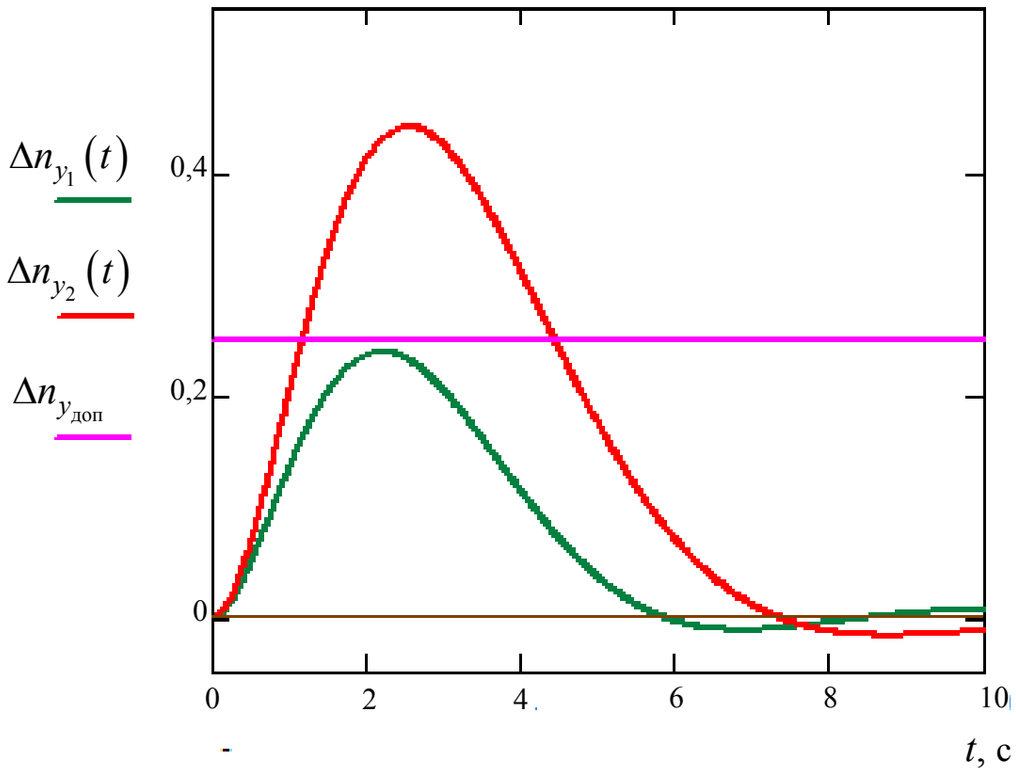


Рис. 2. Переходные процессы по перегрузке при отработке $\vartheta_{зад} = 5^\circ$ в режимах № 1 и № 2

Для тяжелых самолетов, как правило, устанавливаются ограничения по располагаемой в САУ нормальной перегрузке для маневрирования самолета в вертикальной плоскости. В рассматриваемом случае ограничение по допустимой перегрузке $\Delta n_{y_{доп}}$ принято равным 0,25. Как видно из графиков рис. 2, максимальная перегрузка для режима № 2 с большой скоростью полета существенно превосходит допустимую. Для избежания этого эффекта существует возможность для каждого задаваемого изменения заданного тангажа с учетом скорости полета менять темп выхода на угол тангажа путем увеличения постоянной времени эталонного контура для сохранения перегрузки пределах допустимых значений. Использование такого подхода является затруднительным, так как создает искусственную множественность конфигураций алгоритма управления в зависимости от назначения заданного угла тангажа и условий выполнения полета.

Так как синтезированная система является устойчивой, ограничение по перегрузке можно обеспечить путем введения ограничения на темп изменения входного сигнала управления.

Действительно, при выходе самолета на значительные углы тангажа в вертикальной плоскости имеет место соотношение $\vartheta \approx \theta + \alpha$, то есть самолет в контуре отработки тангажа начинает изменять угол наклона траектории. Также можно утверждать, что приращение угла наклона траектории для малых приращений угла атаки при выходе на перегрузку равно приращению угла тангажа: $\Delta\vartheta = \Delta\theta$.

Тогда при условии $(\cos\theta \approx 1)$ имеет место соотношение, следующее из уравнения движения [5, стр. 343], которое определяет угловую скорость касательной к траектории в зависимости от нормальной перегрузки:

$$\dot{\theta} = \frac{g}{V}\Delta n_y, \ \Delta n_y = n_y - 1. \tag{22}$$

Из (22) для допустимого приращения перегрузки в автоматическом режиме управления $\Delta n_{y_{доп}}$ максимальная скорость изменения тангажа будет равна

$$\dot{\vartheta}_{макс} = \frac{g}{V}\Delta n_{y_{доп}}. \tag{23}$$

Формула (23) позволяет формировать заданный тангаж с ограничением скорости его изменения с помощью градиентного фильтра вида

$$\vartheta_{зад}^{гр.\,ф.}(t) = \begin{cases} \vartheta_{зад}(t) \text{ при } \left|\dot{\vartheta}_{зад}(t)\right| < \varepsilon_{гр.\,ф.}, \\ \vartheta_{зад}(t_0),\ t_0 = t \text{ при } \left|\dot{\vartheta}_{зад}(t)\right| = \varepsilon_{гр.\,ф.}, \\ \vartheta_{зад}(t_0) + \operatorname{sign}\left[\vartheta_{зад}(t)\right]\cdot\varepsilon_{гр.\,ф.}\cdot(t - t_0),\ \varepsilon_{гр.\,ф.} = \dot{\vartheta}_{макс}. \end{cases} \tag{24}$$

Фильтр (24) устанавливается во входной цепи контура отработки тангажа и выполняет роль префильтра входного сигнала управления, корректируя скорость его изменения. Астатический контур управления остается в линейной зоне своей работы, что важно при использовании интегральной цепи управления. Принципиальным эффектом прямого применения градиентного фильтра (24) с настойкой (23) является гарантированный невыход самолета за назначенный допуск по перегрузке. Выход на эту скорость и последующий переход на заданное значение тангажа осуществляется системой ПИ-П регулирования с желаемыми параметрами переходных движений.

Работа префильтра заданного сигнала была проверена на полной модели самолета совместно с синтезированным контуром стабилизации тангажа.

Результаты приведены на рис. 3...6.

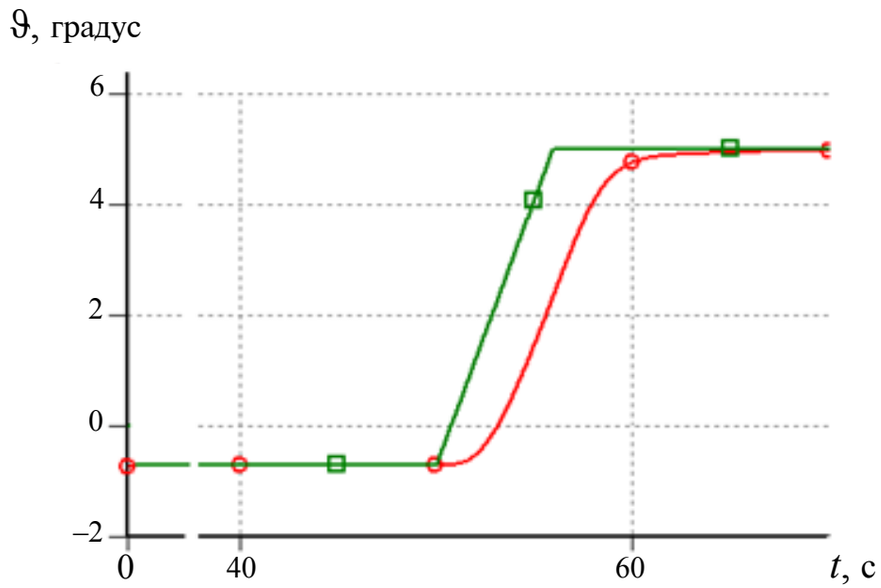


Рис. 3. Переходный процесс выхода на угол тангажа 5° в режиме № 2 с градиентным префильтром в заданном сигнале управления

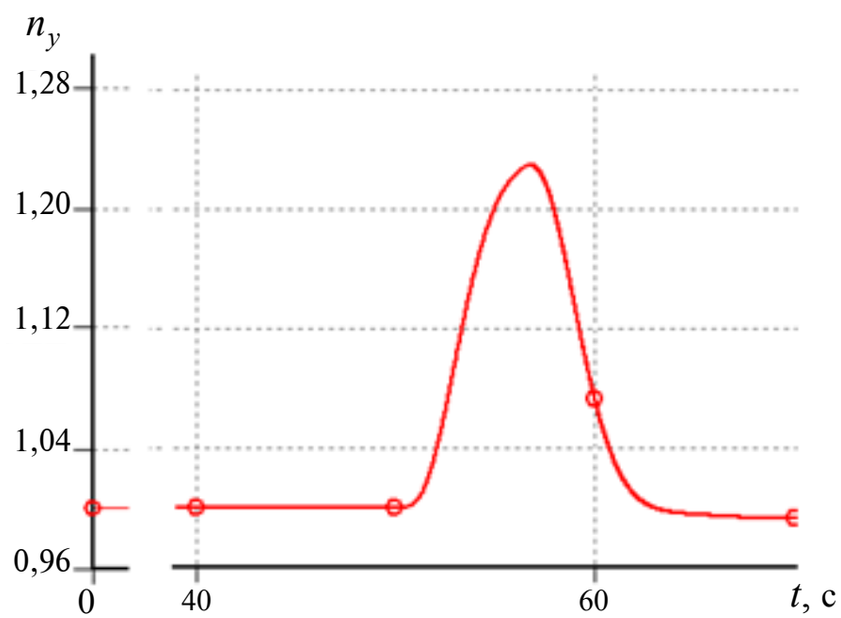


Рис. 4. Переходный процесс по перегрузке при отработке $\vartheta_{зад} = 5^\circ$ *в режиме № 2 с градиентным префильтром*

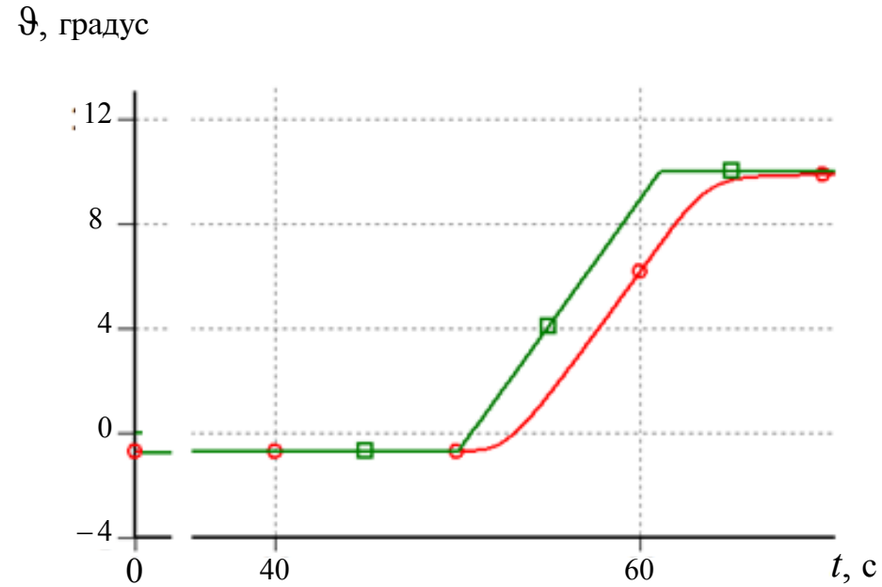


Рис. 5. Переходный процесс выхода на угол тангажа 10° в режиме № 2 с градиентным префильтром в заданном сигнале управления

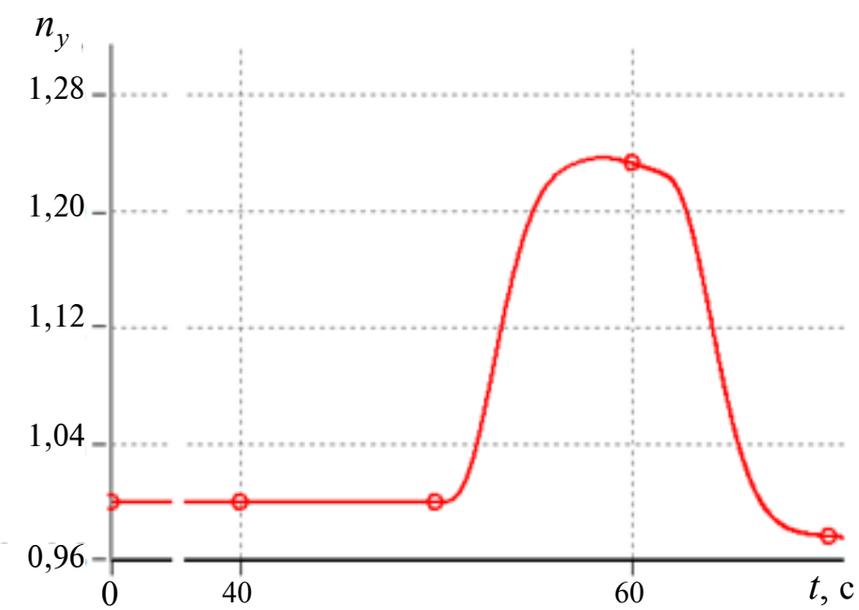


Рис. 6. Переходный процесс по перегрузке при отработке $\vartheta_{зад} = 10^\circ$ *в режиме № 2 с градиентным префильтром*

Из анализа графиков (рис. 3...6) следует, что введение префильтра (24) обеспечивает переходный процесс по перегрузке без выхода самолета за назначенное ограничение по перегрузке 0,25 при отработке заданного тангажа без перерегулирования.

Таким образом, найдено аналитическое решение задачи размещения желаемых корней замкнутой системы продольного канала управления самолетом при использовании пропорционально-интегрального регулятора с позиционным компенсатором, «демпфирующим» сигнал интегрального звена закона управления. Астатический контур стабилизации тангажа получен путем компенсации нуля передаточной функции замкнутого контура управления самолета с применением одного измеряемого кинематического параметра (угла ϑ) и сигнала демпфирования (измеряемой угловой скорости тангажа ω_z) без использования ограничителя по нормальной перегрузке, функции которого выполняет автоматически настраиваемый префильтр входного сигнала управления.

Литература

1. Денисенко В. В. ПИД-регуляторы: принципы построения и модификации. / Современные технологии автоматизации. – М.: СТА-ПРЕСС, №4, 2006. – С. 66–74., №1, 2007. – С. 78–88.

2. Земцов Н. С., Французова Г. А. Расчет параметров робастного ПИД-регулятора на основе метода локализации // Вестник ЮУрГУ. Серия «Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника». Челябинск: ЮУрГУ – 2013, том 13, №4. – С. 134–138.

3. Динамика полета: Учебник для студентов высших учебных заведений. Изд. 2-е, испр. и доп. А. В. Ефремов, В. Ф. Захарченко, В. Н. Овчаренко и др.; под ред. Г. С. Бюшгенса. – М.: Машиностроение – Полет, 2017. – 776 с.: ил.

4. Кузовков Н. Т. Модальное управление и наблюдающие устройства. – М.: Машиностроение, 1976. – 184 с.

5. Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов / Под ред. докт. техн. наук, проф. А. А. Лебедева. – М.: ОБОРОНГИЗ, 1962. – 548 с.

**Правила оформления материалов,
направляемых для опубликования в журнале
«Труды МИЭА. 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 А4, 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

А. В. Гребёнкин, О. В. Круглякова, С. А. Костин
Оценка возможности формирования вспомогательных сигналов для системы торможения самолета на пробеге с учетом индивидуальных особенностей управляющих действий летчика.....2

В. Е. Куликов, Д. Б. Юрченко
Определение области работоспособного состояния электромеханического привода в пространстве параметров линеаризованной модели.....33

И. С. Кикин
Концепция конструирования системы автоматического управления подвижным объектом с автокомпенсацией ошибок измерений вектора выхода объекта.....50

В. В. Куликов
Пропорционально-интегральный регулятор с позиционным компенсатором в продольном канале системы автоматического управления самолета.....70