

УДК 629.735.33.051.83

Просвирин Д.А.

Государственное предприятие «АНТОНОВ». Украина, г. Киев

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАКОНОВ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА В РЕЖИМЕ «ЗАХОД НА ПОСАДКУ»

Анотація

В статті представлено підхід до дослідження законів автоматичного керування в середовищі Matlab, приведено короткий аналіз отриманих результатів, показано можливість практичного застосування зазначеного підходу та його впровадження в виробництво.

Abstract

This paper describes approach to automatic control law research in Matlab. Analysis of received results is made and opportunity of practical use and its manufacturing application are showed.

В ряде случаев не представляется возможным оценить характеристики качества систем управле-

ния самолетом прямым методом — натурными испытаниями — из-за объективно существующей ограниченности условий их проведения. Это, а также относительная длительность, необходимость расходования ресурса работы реальных средств и значительные экономические затраты на проведение натурных испытаний заставляют искать пути более рациональной организации работы по оценке характеристик систем управления [1].

Применение математического моделирования объясняется с одной стороны, непрерывным усложнением исследуемых систем и повышением стоимости их проектирования (модернизации) и испытаний, и, с другой стороны, бурным развитием вычислительных средств.

Математические модели ЛА и авиационного комплекса в целом требуется не только для построения и эксплуатации САУ, но и для обеспечения

устойчивости и управляемости, соблюдения норм летной годности, автоматизации проектирования, оценки эффективности, реализации высокопроизводительных автоматизированных способов контроля авиационной техники. В настоящее время наблюдается тенденция сопровождения математической модели ЛА на всех этапах его жизненного цикла, начиная от первой фазы проектирования и кончая снятием с эксплуатации. Математическое описание полета, разбега, посадки, руления и других имеет в современный период широкое применение.

Ряд совершенно очевидных достоинств математического моделирования позволяет выдвинуть его в качестве одного из главных методов оценки характеристик систем управления и значительно упростить решение следующих задач: обоснование тактико-технических требований к САУ; структурный и параметрический синтез САУ; анализ функционирования САУ; возможность использования САУ на самолетах других типов и др.

Однако при этом следует иметь в виду основную трудность применения этого метода – полученные результаты требуют специальной проверки на достоверность сравнением с результатами натурных экспериментов [2, 3].

В данной работе предлагается использовать для моделирования и визуализации компьютерную систему Matlab интегрированную с программным инструментом Simulink, созданным для моделирования динамических систем и процессов, которые задаются в виде блоков. Принципы программирования Simulink позволяют выполнить моделирование сложных процессов с достаточно высокой степенью достоверности и высоким качеством представления результатов.

Автоматическое управление боковым движением реализуется через канал руля направления и элеронов. Канал руля направления обеспечивает демпфирование короткопериодических колебаний вокруг нормальной оси и устранение угла скольжения. Целенаправленное управление креном и курсом обеспечивается работой элеронов в режиме координированного разворота. Отработка заданного угла крена и курса обеспечивается одновременной работой руля направления и элеронов [4].

Исследование законов автоматического управления боковым движением основывается на принципе декомпозиции (разделении) каналов руля направления и элеронов. С этой целью исходный объект управления бокового движения разделяется на два подобъекта, реализующих режим плоского разворота и координированного разворота.

Ниже приведена программная реализация обозначенных выше законов, выполненных в системе блочного имитационного моделирования динамических систем Simulink/Matlab:

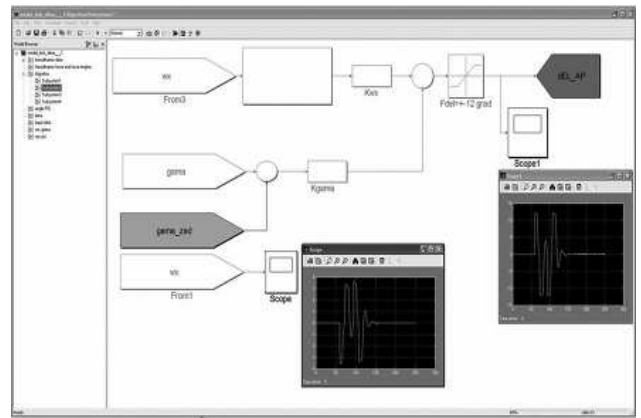


Рис. 1. Закон управления в канале элеронов

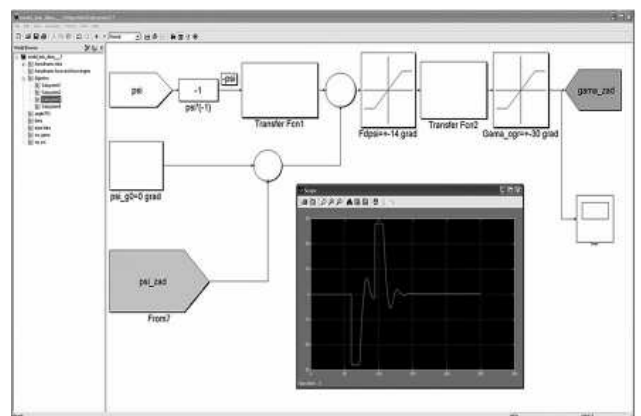


Рис. 2. Заданный угол крена

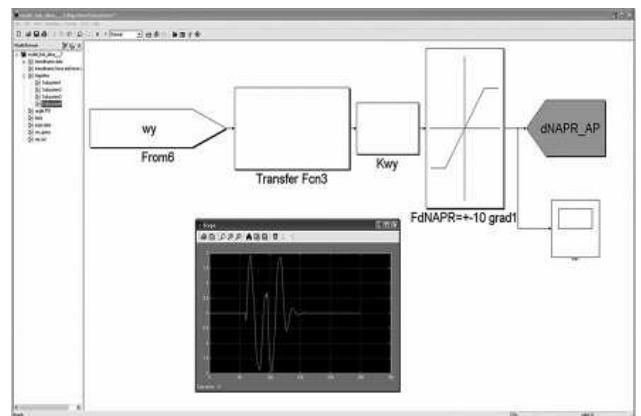


Рис. 3. Закон управления в канале руля направления

На рис. 4–7 представлен краткий анализ устойчивости бокового движения. Он показывает, что самолет обладает путевой и поперечной устойчивостью со слабым декрементом затухания.

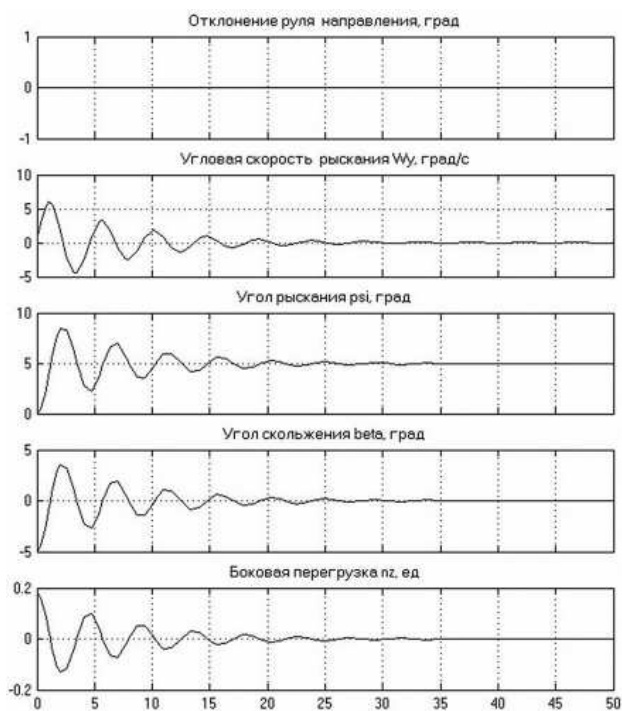


Рис. 4. Реакция на ступенчатый порыв ветра
 $PSI_{weter} = 5$ град при $V_{пр} = 430$ км/ч; $H = 11600$ м;
 $m = 36000$ кг; $\alpha_{fao} = 5$ град

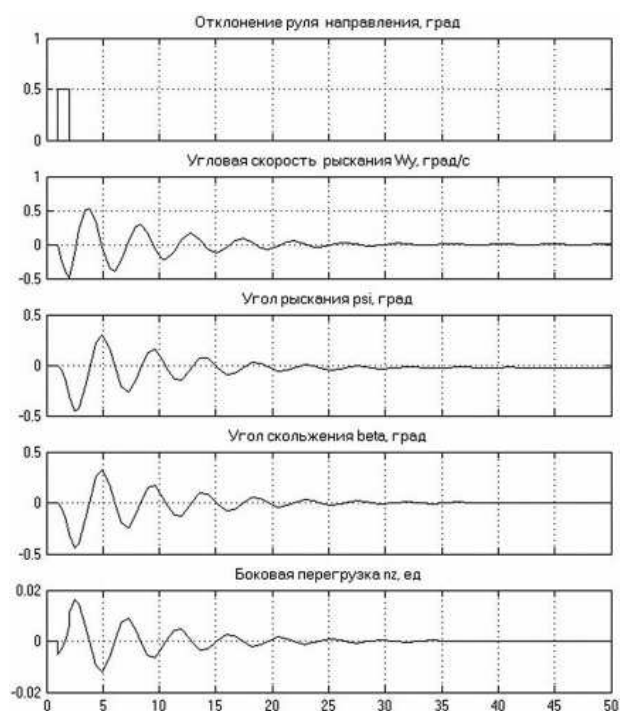


Рис. 5. Реакция на импульс руля направления

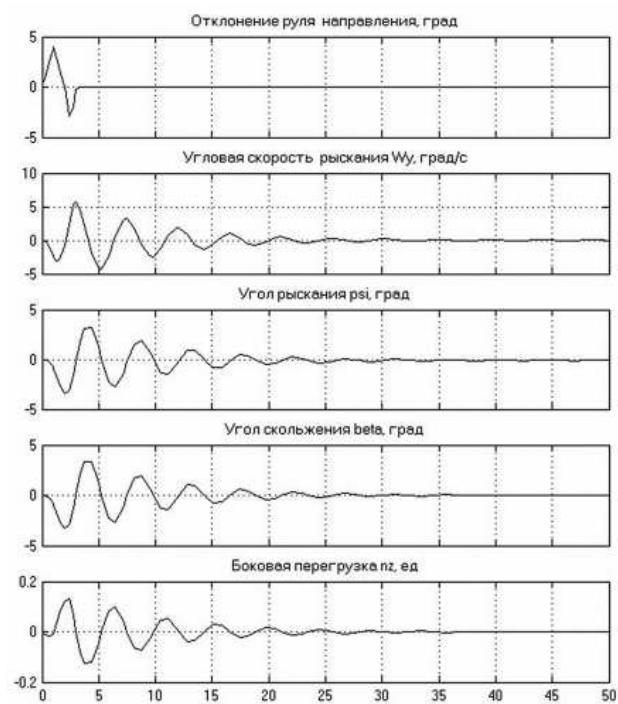


Рис. 6. Реакция на двойной импульс руля направления

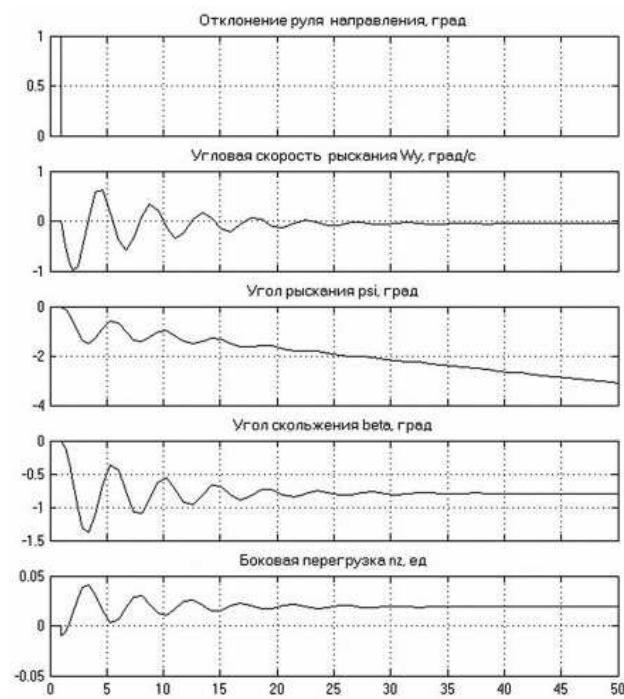


Рис. 7. Реакция на ступенчатое отклонение руля направления

Анализ закона автоматического управления в канале руля направления

Закон управления в канале руля направления имеет вид [5]:

$$\delta_n = K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} p}{T_{\omega_y} p + 1} \omega_y(p) - K_{n_z} \frac{1}{p} \cdot \frac{1}{T_{n_z} p + 1} n_z(p)$$

Часть анализа закона управления при обозначенных условиях представлена на рис. 8–9.

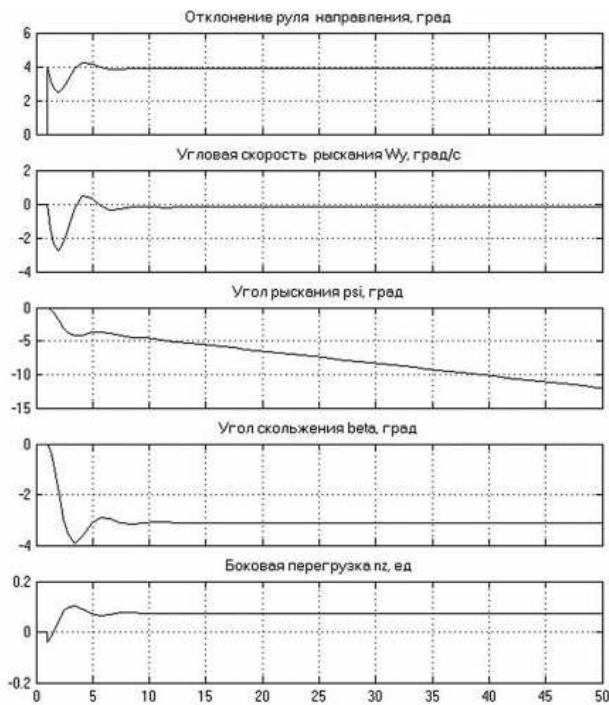


Рис. 8. Реакция на ступенчатое отклонение руля направления при $K_{ay} = 0.55$

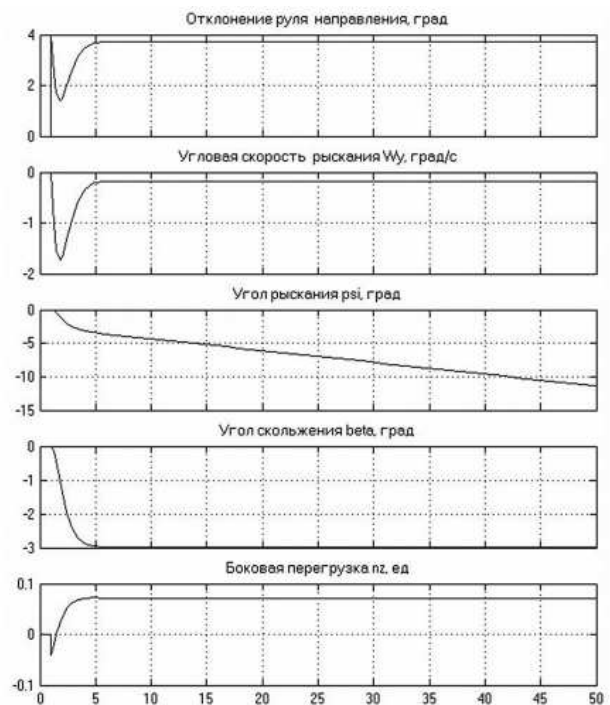


Рис. 9. Реакция на ступенчатое отклонение руля направления при $K_{ay} = 1.5$

Исследование закона управления в режиме «Заход на посадку»

В результате анализа исследований, приведенных ниже, рекомендуется уменьшить передаточное число по боковой координате до величины $K_z = 0,06$ ($K_{z \text{ расч}} = 0,1$).

Введение в закон управления оценки по боковой координате улучшает качество управления при ветровом возмущении, т. е. наличие данной оценки обязательно.

Анализ влияния K_{γ} на качество управления при наихудшей совокупности возмущений свидетельствует о целесообразности увеличения K_{γ} до величины $K_{\gamma} = 0,2$ (прежде 0,043). Кроме того, в интегральной составляющей закона управления включена функция ограничения управляющего сигнала

$F_{\text{огр}}^{\Delta \gamma}$. Итогом анализа исследования закона управления в режиме «Заход на посадку» (рис. 12–15) являются новые (улучшенные) законы управления в канале руля направления и в канале элеронов. Указанный подход позволит: выполнить синтез закона автоматического управления в канале руля направления; выполнить разработку автопилотных схем управления боковым движением самолета, реализующих следующие режимы САУ: режим стабилизации крена, режим стабилизации курса; разработать функциональные схемы, реализующие режимы автоматического управления углом крена и курса.

Обеспечивается устойчивость в контуре управления при рассчитанных настройках передаточных чисел и уменьшении $K_z = 0,1$ до $K_z = 0,06$ (Рис. 15).

Анализ закона автоматического управления в канале элеронов

Закон управления в канале элеронов имеет вид [5]:

$$\delta_{\delta} = K_{\dot{\gamma}} p \gamma(p) + K_{\gamma} \cdot F_{\text{опр}}^{\Delta \gamma} \cdot (\gamma(p) - F_{\text{опр}}^{\gamma_3} \gamma_3(p)) + K_{\ddot{\gamma}} \frac{1}{p} F_{\text{опр}}^{\Delta \gamma} (\gamma(p) - F_{\text{опр}}^{\gamma_3} \gamma_3(p))$$

Часть анализа закона управления (при $H = 11\,600$ м, $V_{\text{пр}} = 430$ км/ч) представлена на рис. 10–11.

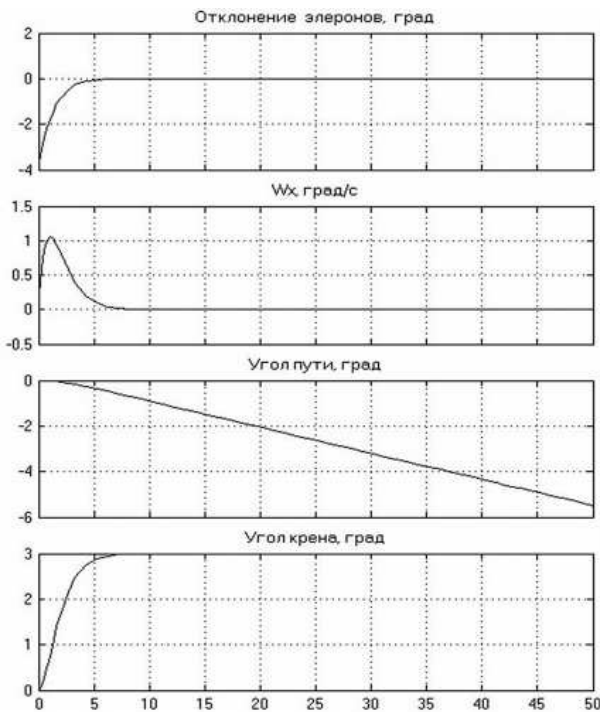


Рис. 10. Отработка $\gamma_{\text{зад}} = 3$ град при $K_{\text{вх}} = 1.055$ и $K_{\dot{\gamma}} = 1.295$

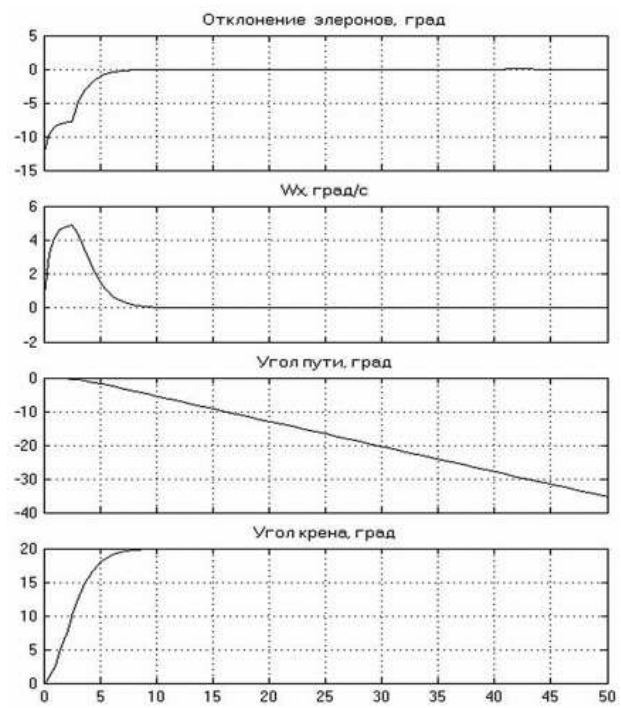


Рис. 11. Отработка $\gamma_{\text{зад}} = 20$ град при $K_{\text{вх}} = 1.055$ и $K_{\dot{\gamma}} = 1.295$

Как видно из полученных результатов математического моделирования исследование было проведено в пределах допустимых значений (отклонения элеронов не больше $\pm 15^\circ$, отклонения руля направления не больше $\pm 8^\circ$) и не превысили требований, предъявляемых к указанному типу ВС. Поэтому использование приведенного выше алгоритма является целесообразным.

В заключении отметим, что представленный подход к математическому моделированию контура автоматического управления «самолет-САУ» в среде Matlab позволит:

- выполнить предварительный анализ разрабатываемых режимов САУ на стадии совместного проектирования самолета и САУ;
- осуществить сопровождение полунатурного моделирования САУ;

– выполнить статистический анализ режима захода на посадку при существенной экономии материальных затрат в процессе летных испытаний;

– выработать рекомендации настройки контуров автоматического управления в процессе летных испытаний САУ, что сократит временные и материальные затраты натурных исследований и сертификации САУ.

Литература

1. Белоцерковский А.С. Создание и применение математических моделей самолетов / Белоцерковский А.С. – М.: Наука, 1984. – 144 с.
2. Бутко Г.И. Оценка характеристик систем управления летательными аппаратами / Бутко Г.И., Ивницкий В.А., Порывкин Ю.П. – М.: Машиностроение, 1983. – 272 с.



Исследование влияния ветрового возмущения $W_z = -15$ м/с

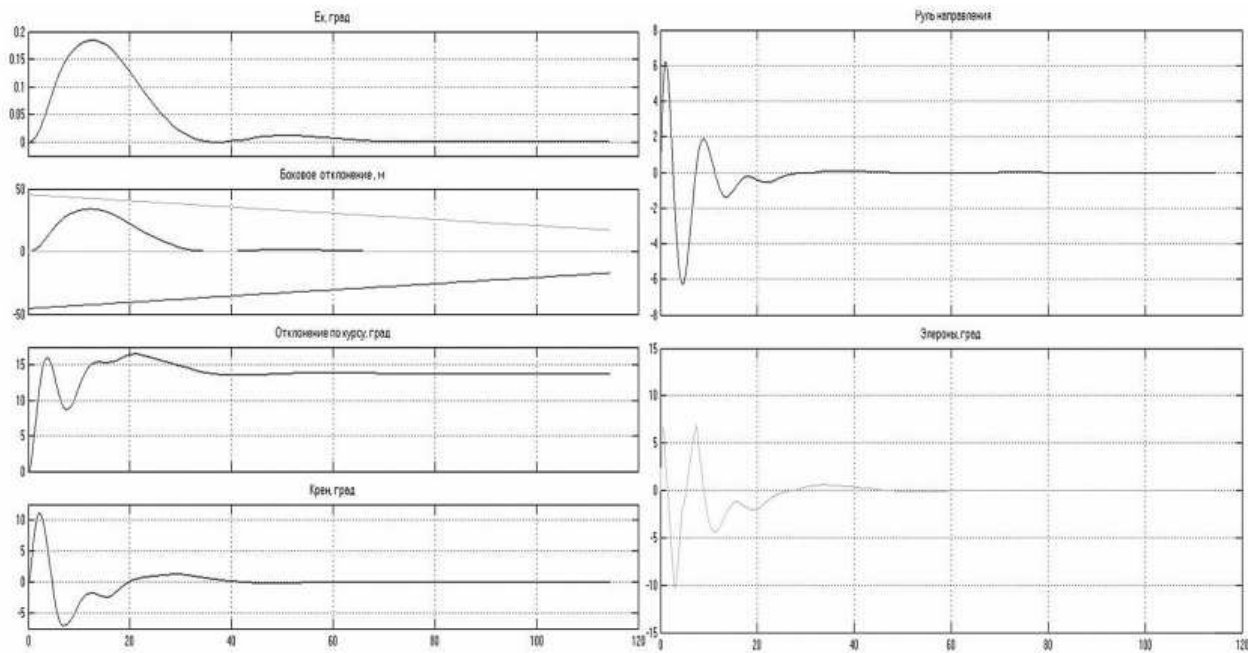


Рис. 12. Ветер $W_z = -15$ м/с; передаточные числа соответствуют расчетным

Исследование влияния моментного возмущения по рысканью $F_{\text{ту}} = 1$, приведенное к эквивалентному отклонению руля направления $\delta_{\text{Н}}^f = -3$ град

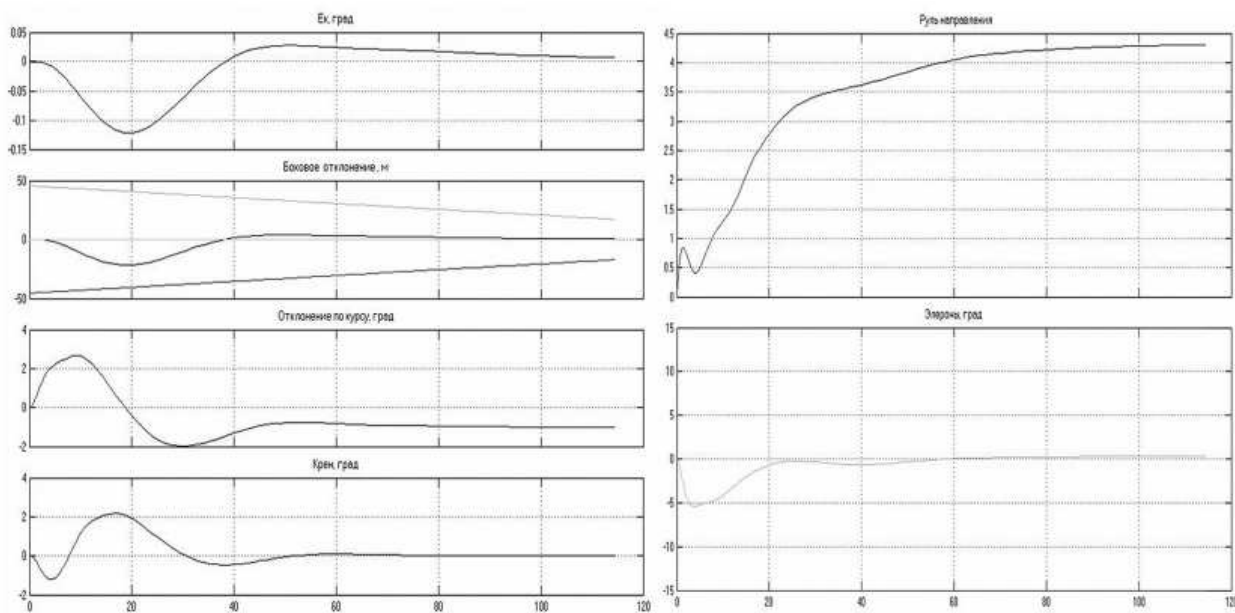


Рис. 13. Моментное возмущение $F_{\text{ту}} = 1$; передаточные числа соответствуют расчетным

Исследование влияния ветрового возмущения $W_z = \pm 15$ м/с, моментного возмущения по крену $F_{mx} = \pm 1,5$, моментного возмущения по рысканью $F_{my} = 1$

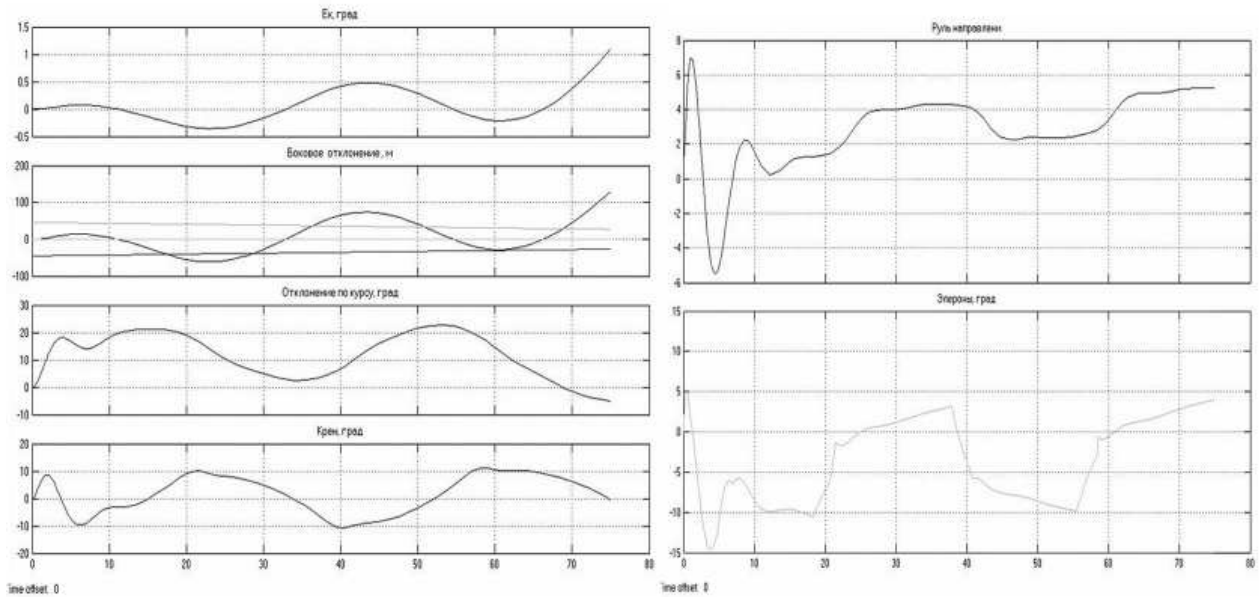


Рис. 14. $W_z = -15$ м/с, $F_{mx} = -1,5$ ($\delta_3^f = 3$ град), $F_{my} = 1$ ($\delta_H^f = -3$ град)

Проявляется неустойчивость в контуре управления при прежде рассчитанных настройках передаточных числа. Рекомендуется уменьшить $K_z = 0,1$ до $K_z = 0,06$ (см. рис. 15 ниже).

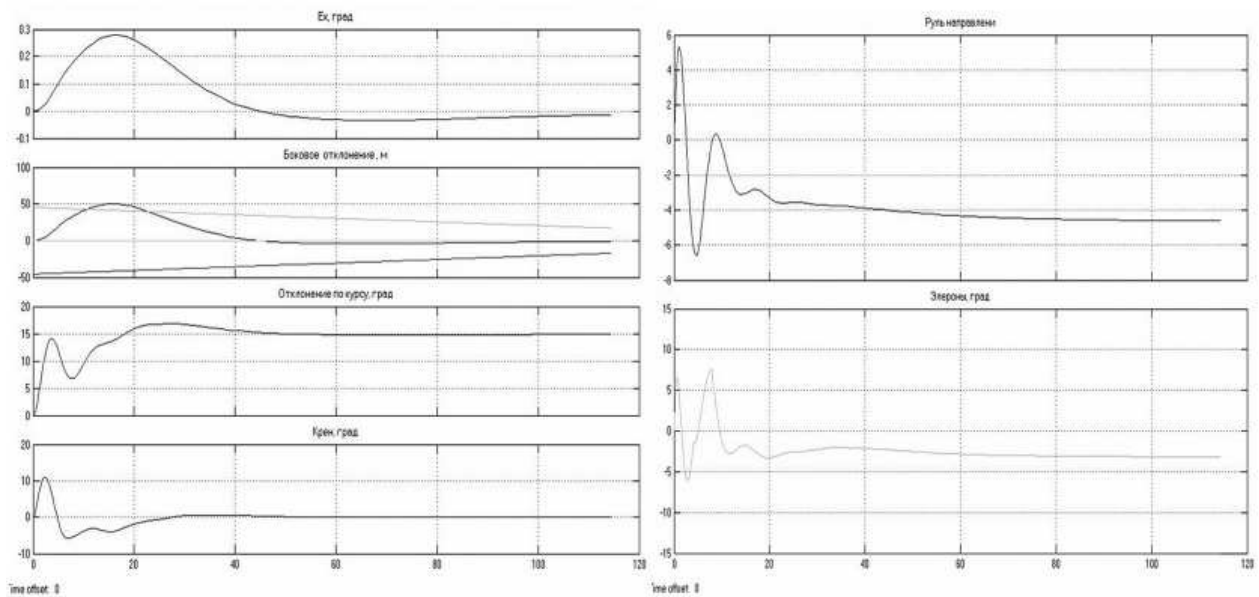


Рис. 15. $W_z = -15$ м/с, $F_{mx} = -1,5$ ($\delta_3^f = 3$ град), $F_{my} = -1$ ($\delta_H^f = -3$ град) и $K_z = 0,06$



3. *Михалев И.А.* Система автоматического управления самолетом / Михалев И.А., Окоемов Б.Н., Чиклаев М.С. — 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1987. — 240 с.

4. *Панов В.И.* Системный подход к проектированию сложных технических систем управления /

Панов В.И., Тимченко А.А. — Киев: КВВАИУ, 1980. — 110 с.

5. *Соколов Ю.Н.* Компьютерный анализ и проектирование систем автоматического управления. Ч. 1, Непрерывные системы / Соколов Ю.Н. — Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2005. — 260 с.