

Научная статья  
УДК 629.7.015  
DOI: 10.34759/vst-2022-1-211-225

## ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ АВАРИЙНОГО ДИСТАНЦИОННОГО СЕРВОУПРАВЛЕНИЯ РЕГИОНАЛЬНЫМ САМОЛЁТОМ С УЧЁТОМ НЕЛИНЕЙНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ ДИНАМИКИ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ

**Роман Игоревич Терехов**

Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),  
Жуковский, Московская область, Россия  
Roman.Terekhov@tsagi.ru

**Аннотация.** Работа посвящена оценке параметров контура аварийного дистанционного сервоуправления региональным самолётом, предназначенного для сохранения управляемости при отказе всех централизованных гидросистем. Разработана математическая модель вращения рулевой поверхности под действием внешнего шарнирного момента, возникающего при управлении серворулём, с учётом нелинейных особенностей, вызываемых эффектами трения и демпфирования от работающих в пассивном режиме электрогидравлических рулевых приводов. В результате расчётных исследований определены структура и параметры алгоритмов контура аварийного дистанционного сервоуправления, а также требования к коэффициентам демпфирования рулевых приводов. Для подтверждения соответствия требованиям безопасного завершения полёта в режиме аварийного сервоуправления проведены стендовые исследования с участием лётного состава.

**Ключевые слова:** серворуль, шарнирный момент, моделирование трения, коэффициент демпфирования привода, алгоритмы управления, префильтр, демпфер тангажа

**Для цитирования:** Терехов Р.И. Оценка параметров аварийного дистанционного сервоуправления региональным самолётом с учётом нелинейных особенностей динамики органов управления // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 1. С. 211-225. DOI: 10.34759/vst-2022-1-211-225

Original article

## ESTIMATION OF FLY-BY-WIRE EMERGENCY SERVO-CONTROL OF REGIONAL AIRCRAFT WITH ACCOUNT FOR NONLINEAR SPECIFICS OF CONTROL SURFACES DYNAMICS

**Roman I. Terekhov**

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),  
Zhukovsky, Moscow Region, Russia  
Roman.Terekhov@tsagi.ru

---

© Терехов Р.И., 2022

### Abstract

The author proposes an innovative option of emergency fly-by-wire servo-control to preserve controllability at both hydraulic systems failure for a prospective regional aircraft with fly-by-wire control system and two hydraulic systems. Two electro-hydraulic servo-actuators (EHSA), fed from the two independent hydraulic systems, and servotab with electromechanical steering actuator (EMA) (ESA) are being installed on each main control surface. With both hydraulic systems failure, all EHSAs enter the passive mode (damping mode), and switching to servotabs emergency control occurs. The servotab deflection produces a hinge moment, which in its turn deflects the control surface. The aircraft handling qualities in the servo-control mode should ensure the capability of the safe flight termination.

Mathematical model of the control surface rotation under the impact of the external hinge moment, originating while the servotab control, was developed for computational and test-bench studies with account for the specifics caused by friction and damping effects from the electro-hydraulic servo-actuator operating in passive mode. The damping force value significantly affects the aircraft handling qualities in servotab control mode.

The results of numerical studies revealed that in order to meet the AMC CS-25 25.671(c) requirements for manoeuvre capabilities after failures and the MIL-STD-1797 recommendations for maximum allowable phase lag between control stick pilot input and control surface response, the servotab control laws should contain speed-up pre-filters on pilot control signals, pitch rate feedback (elevator servotab control law), roll and yaw rates feedbacks (rudder servotab control law). The emergency servotab control algorithm parameters selecting, ensuring the set requirements meeting at various values of the EHSA damping coefficient, was performed.

To confirm the possibility of the safe flight termination with the selected servotab emergency control law parameters, the test-bench tests on the flight simulator with participation of test pilots were conducted.

The approach and landing tasks with glideslope offset correction and with crosswind  $W_z = 5$  m/s were under study. According to the pilots' opinions, the aircraft handling qualities in servotab control mode correspond to the Cooper-Harper rating  $PR = 4.5...5$ . Slight PIO tendency noted mostly in roll channel corresponds to the  $PIOR = 3...3.5$ . The obtained pilot ratings confirm the correctness of the emergency servotab control algorithm parameters selection and the possibility of the safe flight termination in this mode.

**Keywords:** servotab, hinge moment, friction modelling, actuator damping coefficient, control laws, prefilter, pitch damper

**For citation:** Terekhov R.I. Estimation of fly-by-wire emergency servo-control of regional aircraft with account for nonlinear specifics of control surfaces dynamics. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 1, pp. 211-225. DOI: 10.34759/vst-2022-1-211-225

---

---

### Введение

В настоящее время перспективным направлением совершенствования систем управления самолётов транспортной категории является переход к концепции «более электрического самолёта», что позволяет повысить надёжность систем управления за счёт обеспечения разнородного резервирования [1]. На современных самолётах Airbus A380 и A350 применение электрогидростатических (ЭГСП) и двухрежимных комбинированных (ДГРП) рулевых приводов позволило уменьшить число централизованных гидросистем на борту с трёх до двух [2]. К сожалению, отече-

ственная промышленность пока не выпускает серийных образцов ЭГСП и ДГРП.

Для реализации концепции «более электрического самолёта» применительно к перспективным региональным самолётам, изначально имеющим на борту только две централизованные гидросистемы, предлагается инновационный вариант аварийного электродистанционного сервоуправления [3].

Под сервоуправлением самолётом понимается схема, при которой рычаги управления в кабине самолёта связаны не с основными поверхно-

стями управления, а с серворулями. Серворуль представляет собой небольшую аэродинамическую поверхность, установленную на концевой части органа управления [4]. Отклонение серворуля приводит к возникновению шарнирного момента, который, в свою очередь, отклоняет рулевую поверхность (рис. 1).

Принцип сервоуправления в авиации был известен давно и применялся уже в 1930-х годах на самолёте-гиганте К-7 авиаконструктора К.А. Калинина. Использование сервоуправления на больших самолётах обеспечивало значительное снижение усилий на рычагах управления, что было особенно актуально до применения бустерного управления. В настоящее время продолжают эксплуатироваться пассажирские самолёты MD-80/90 [6], в системе управления которых применён принцип сервоуправления. Однако на данных самолётах сервоуправление реализовано только за счёт механической связи между рычагом управления и серворулём. Большой практический интерес представляет исследование возможности реализации аварийного электродистанционного сервоуправления в отказных ситуациях для применения на перспективном региональном самолёте в целях обеспечения разнородного резервирования и улучшенных характеристик устойчивости и управляемости по сравнению с механической реализацией сервоуправ-

ления за счёт возможностей автоматизации управления.

Рассматриваемая структура системы управления самолёта приведена на рис. 2 [2]. На каждой основной рулевой поверхности устанавливаются два электрогидравлических рулевых привода (ЭГРП), запитанные от двух независимых гидросистем, и серворуль с электромеханическим рулевым приводом (ЭМП). При отказе двух гидросистем все ЭГРП переходят в пассивный режим (режим демпфирования), и происходит переключение на аварийное сервоуправление. Характеристики управляемости самолёта в режиме аварийного сервоуправления должны обеспечивать возможность безопасного завершения полёта [7].

### Нелинейные особенности динамики органов управления

Расчётная схема сил и моментов, действующих на рулевую поверхность при управлении серворулём, приведена на рис. 3.

При отклонении серворуля на величину  $\tau_{ср.о.у}$  возникает шарнирный момент  $M_{ш.ср.о.у}$ , под действием которого начинается вращение органа управления относительно оси вращения  $O_{о.у}$ . Отклонение органа управления, в свою очередь, приводит к возникновению собственного шарнирного момента  $M_{ш.о.у}$ , а также момента аэродинамического демпфирования  $M_{аэрд}$ , которые

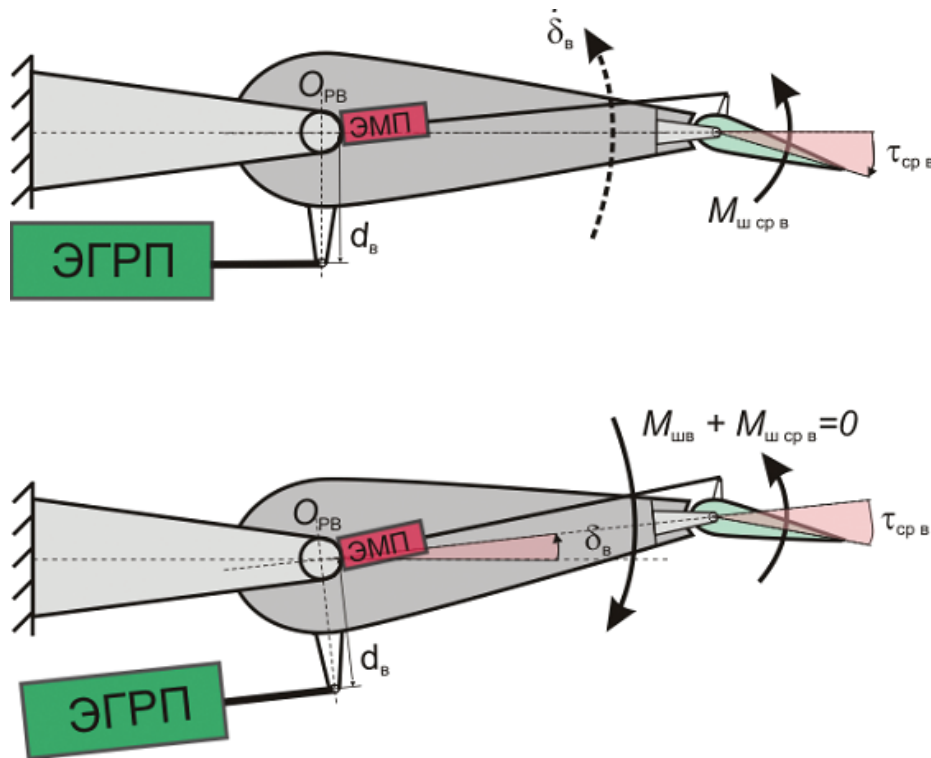


Рис. 1. Принцип работы серворуля [5]

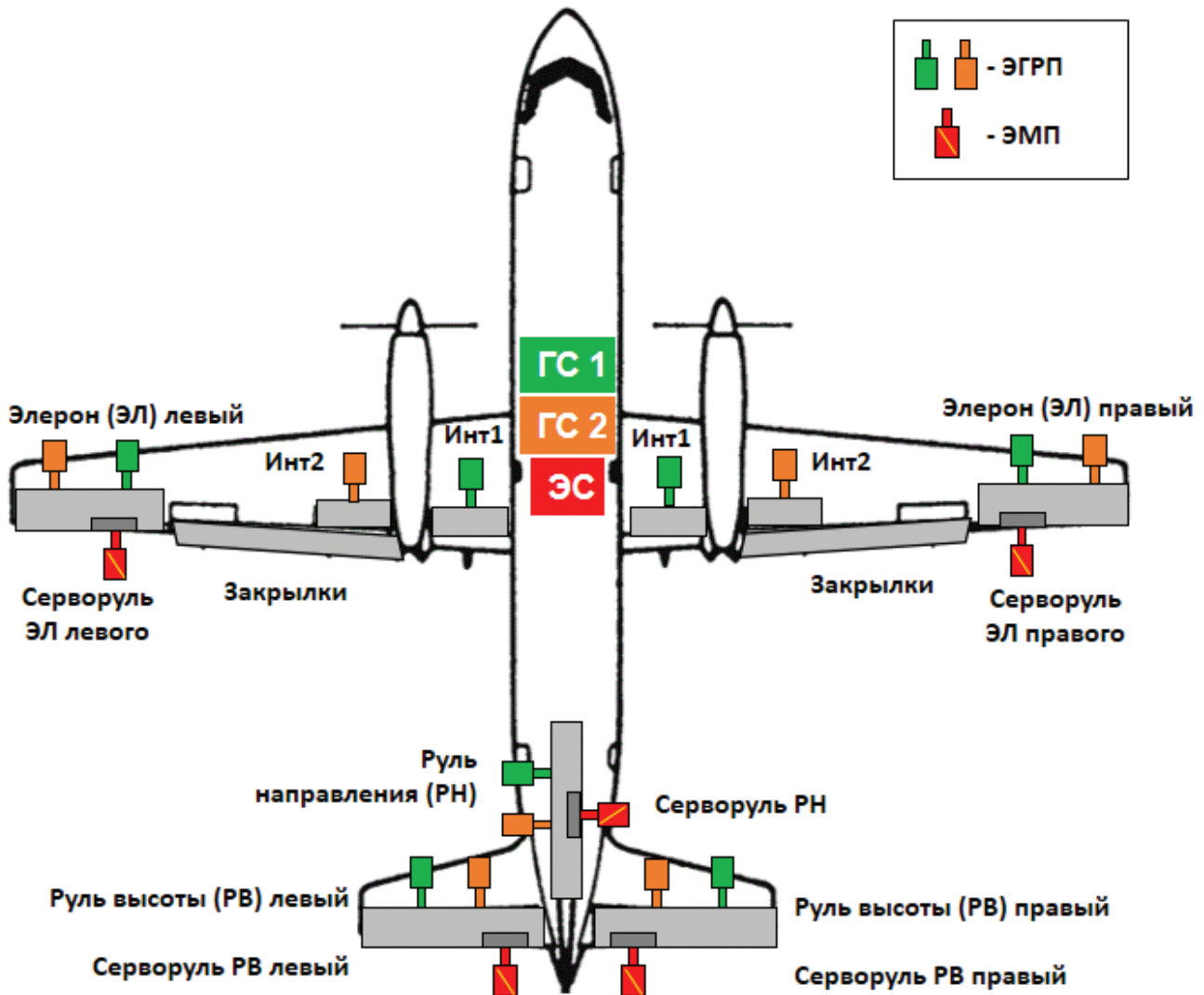


Рис. 2. Структура системы управления самолёта с аварийным сервоуправлением

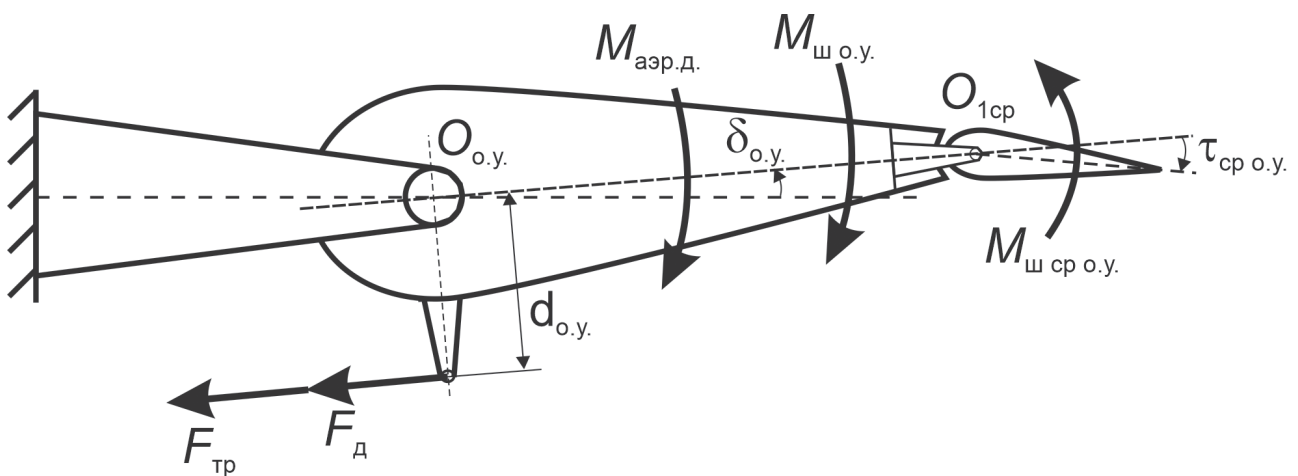


Рис. 3. Расчётная схема сил и моментов, действующих на рулевую поверхность при сервоуправлении

препятствуют дальнейшему вращению органа управления. Кроме того, при работе ЭГРП в пассивном режиме на рулевую поверхность действуют следующие силы сопротивления: сила трения  $F_{тр}$  и демпфирующая сила  $F_{д}$ .

Уравнение вращения органа управления относительно оси вращения  $O_{o,y}$  может быть записано следующим образом:

$$I_{z_{o,y}} \ddot{\delta}_{o,y} = M_{ш\text{ ср.о.у}} - M_{ш\text{ о.у}} - F_{тр} d_{o,y} - F_{д} d_{o,y} - M_{aэр,д}, \quad (1)$$

где  $I_{z_{o,y}}$  – момент инерции органа управления относительно оси вращения  $O_{o,y}$ ;

$d_{o,y}$  – плечо присоединения штока ЭГРП к рулевой поверхности.

Сила трения рассчитывается с разделением трёх фаз движения (покой, страгивание, движение) по признаку малости скорости и с учётом Штрибек-эффекта (момент страгивания превышает момент сухого трения) [8]. Уравнение расчёта силы трения записывается следующим образом:

$$F_{тр} = \begin{cases} F_{ср.о.у}, & |\dot{\delta}_{o,y}| < \epsilon, \\ k_{стр} F_{тр\text{ зад}}, & |F_{ср.о.у}| \leq k_{стр} F_{тр\text{ зад}}; \\ k_{стр} F_{тр\text{ зад}} \text{sign}(F_{ср.о.у}), & |\dot{\delta}_{o,y}| < \epsilon, \\ F_{тр\text{ зад}} \text{sign}(\dot{\delta}_{o,y}), & |F_{ср.о.у}| > k_{стр} F_{тр\text{ зад}}; \\ F_{тр\text{ зад}} \text{sign}(\dot{\delta}_{o,y}), & |\dot{\delta}_{o,y}| \geq \epsilon, \end{cases} \quad (2)$$

где  $F_{ср.о.у} = \frac{M_{ш\text{ ср.о.у}}}{d_{o,y}}$  – сила, приводящая в дви-

жение рулевую поверхность при отклонении сервоуля;

$\epsilon$  – малая положительная величина, определяющая переход из состояния покоя в состояние движения (при моделировании принимается  $\epsilon = 0.01$  град/с);

$k_{стр}$  – коэффициент, определяющий величину необходимого для страгивания превышения силы сухого трения (при моделировании принимается  $k_{стр} = 1.3$ );

$F_{тр,зад}$  – сила сухого трения в ЭГРП, зависящая от конструкции привода.

Демпфирующая сила, препятствующая движению рулевой поверхности при работе ЭГРП в пассивном режиме, определяется следующим образом [9]:

$$F_{д} = k_{д} n_{пр} \dot{\delta}_{o,y}^2 \text{sign}(\dot{\delta}_{o,y}), \quad (3)$$

где  $k_{д}$  – коэффициент демпфирования ЭГРП;  
 $n_{пр}$  – число ЭГРП на рулевой поверхности, работающих в режиме демпфирования.

Требования к коэффициенту демпфирования обычно задаются в техническом задании на разработку привода. Величина данного коэффициента оказывает значительное влияние на характеристики управляемости самолёта в режиме сервоуправления.

### Требования к управляемости самолёта при аварийном сервоуправлении

В рассматриваемой структуре силовой части переход на аварийное сервоуправление происходит при отказе двух гидросистем, работа которых обеспечивает энергопитание ЭГРП в основном режиме управления. Требования к управляемости самолёта при отказах в системе управления или взаимодействующих с ней системах устанавливаются в пункте 25.671(с) отечественных нормативных требований к самолётам транспортной категории АП-25 [10], согласно которому должно быть показано, что самолёт способен продолжать безопасный полёт и выполнять посадку в том числе после отказов двух гидросистем (если не показано, что такой отказ является практически невероятным) в нормальном диапазоне режимов полёта, не требуя от пилота исключительного мастерства или чрезмерных усилий. Таким образом, для подтверждения соответствия данному требованию необходимо проведение стендовых исследований с участием лётного состава.

Аналогичное требование содержится в европейских нормативных требованиях CS-25 [11] и американском рекомендательном циркуляре AC/AMJ 25.671 [12]. В руководстве по подтверждению соответствия AMC CS-25 требованиям пункта 25.671(с) приводятся численные критерии, определяющие допустимый уровень ухудшения характеристик управляемости для сохранения возможности безопасного завершения полёта. Согласно данным требованиям, для подтверждения способности к безопасному продолжению и завершению полёта после отказов двух гидросистем должна сохраняться способность к выполнению следующих маневров:

- 1) установившегося разворота с креном 30° влево или вправо;
- 2) перекладке из установившегося разворота с креном 30° на величину 60°, с тем чтобы изме-

нить направление разворота, за время не более 11 с;

3) маневру на пикирование с достижением нормальной перегрузки до 0.8g, и маневру на кабрирование с достижением нормальной перегрузки до 1.3g;

4) посадочному выравниванию без крена в условиях бокового ветра под 90° величиной до 18,5 км/ч (10 узлов).

Данные численные критерии используются в расчётных исследованиях при синтезе алгоритмов аварийного сервоуправления.

Как было показано в работе [13], динамика самолёта в режиме аварийного сервоуправления в значительной степени зависит от величины коэффициент демпфирования ЭГРП  $k_d$ . Увеличение  $k_d$  приводит к росту запаздывания между отклонением рычага управления и соответствующей рулевой поверхностью. Согласно зарубежным рекомендациям MIL-STD-1797 [14], фазовое запаздывание между отклонением рычага управления и соответствующей рулевой поверхности, определяемое при всех возможных амплитудах перемещения рычага управления, вплоть до максимальной, на частотах до 2 рад/с, для этапов захода на посадку должно составлять не более 30° для обеспечения Уровня 2 и не более 60° — для обеспечения Уровня 3 пилотажных характеристик.

### Расчётные исследования управляемости самолёта при сервоуправлении

#### Канал управления рулём высоты

На рассматриваемом самолёте с неподвижным стабилизатором в режиме аварийного управления эффективности серворуля должно быть достаточно для балансировки самолёта и создания требуемых маневренных возможностей.

Балансировка самолёта должна обеспечиваться вручную, за счёт управляемого лётчиком трёхпозиционного переключателя, формирующего балансировочный сигнал на серворуль следующим образом:

$$\tau_{\text{вбал}} = K_{\text{вбал}} \frac{1}{S} U_{\text{трим в}}, \quad (4)$$

где  $U_{\text{трим в}} = [-1; 0; 1]$  — положение трёхпозиционного переключателя;

$K_{\text{вбал}}$  — коэффициент, определяющий скорость перемещения серворуля при нажатии переключателя.

Статическая характеристика управляемости в виде зависимости отклонения серворуля руля высоты от нормальной перегрузки  $\tau_{\text{в}}(n_y)$ , полученная в результате расчётных исследований на предельно передней центровке на режиме, выбранном для захода на посадку, представлена на рис. 4. Видно, что для обеспечения требуемых

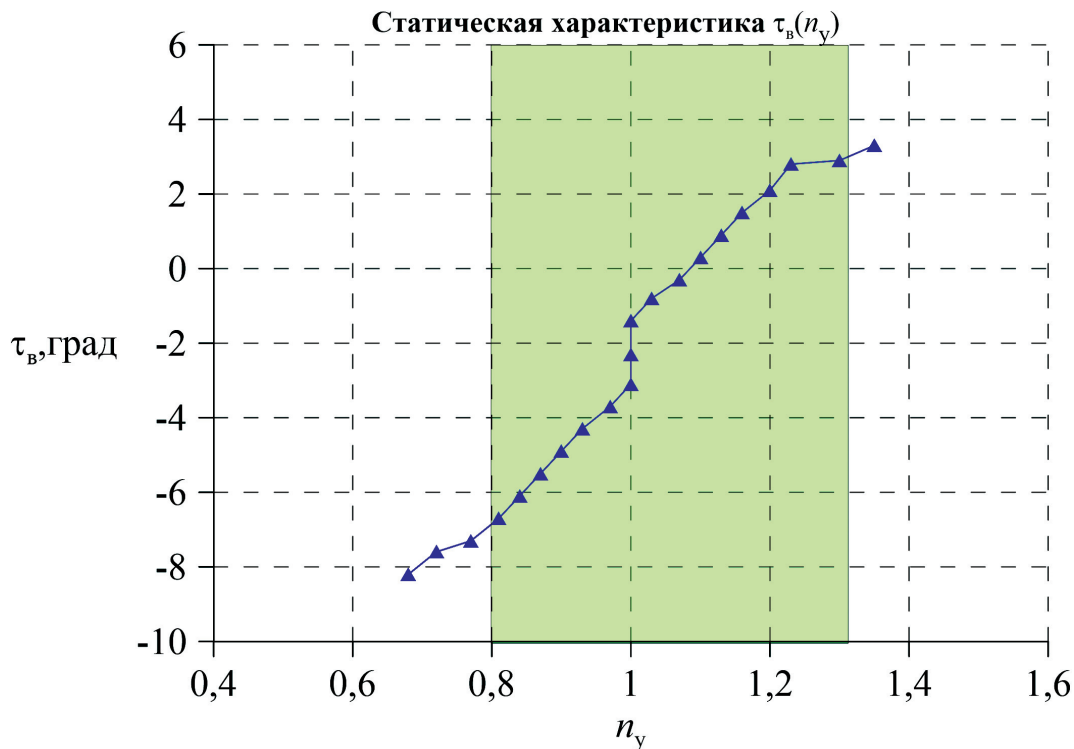


Рис. 4. Статическая характеристика  $\tau_{\text{в}}(n_y)$

значений нормальной перегрузки диапазон требуемых углов отклонения серворуля должен составлять не менее  $\tau_{в\max} = \pm 7^\circ$ . Необходимо отметить наличие зоны нечувствительности, обусловленной наличием трения в системе и недостаточной величиной располагаемого шарнирного момента при малых углах отклонения серворуля  $|\Delta\tau_{в}| < 1.5^\circ$  относительно балансировочного положения.

На рис. 5 приведены логарифмические фазовые частотные характеристики (ЛФЧХ) тракта управления рулём высоты с амплитудами отклонения рычага управления, соответствующими приращению нормальной перегрузки  $\Delta n_y = \pm 0.3$  в режиме нормального управления, а также в режиме аварийного сервоуправления при различных значениях коэффициента  $k_d$  на режиме, выбранном для захода на посадку. Видно, что в режиме аварийного сервоуправления величина фазового запаздывания на частоте 2 рад/с превышает  $60^\circ$  даже при значении коэффициента демпфирования  $k_d = 0.4 \text{ Н}\cdot\text{с}^2/\text{мм}^2$ . Реализация таких малых коэффициентов демпфирования может быть затруднительной с конструктивной точки зрения, а также может привести к опасности возникновения флаттера руля высоты.

На основании опыта проектирования систем управления в ЦАГИ предварительную оценку требований к коэффициенту демпфирования можно провести следующим образом: в режиме демпфирования выходной шток ЭГРП должен перемещаться с максимальной располагаемой скоростью  $\dot{x}_{шт\max}$  при действии внешней нагрузки, составляющей 10—20% от максимального располагаемого усилия рулевого привода  $F_{\max}$ . Для рассматриваемого самолёта минимально допустимое значение коэффициента демпфирования ЭГРП руля высоты при этом составляет:  $k_{d\min в} = 1.6 \text{ Н}\cdot\text{с}^2/\text{мм}^2$ .

Таким образом, для обеспечения удовлетворительных характеристик управляемости самолёта в режиме аварийного сервоуправления необходимо реализовать статическую характеристику управляемости  $X_{в}(n_y)$  без зоны нечувствительности при малых отклонениях рычага управления, а также обеспечить приемлемое фазовое запаздывание между отклонением рычага управления по тангажу и руля высоты для коэффициента демпфирования  $k_{дв} \geq 1,6 \text{ Н}\cdot\text{с}^2/\text{мм}^2$ . Это может быть достигнуто за счёт реализации в контуре управления серворулём руля высоты демпфера тангажа, а также введения форсирующего префильтра на управляющий сигнал лётчика

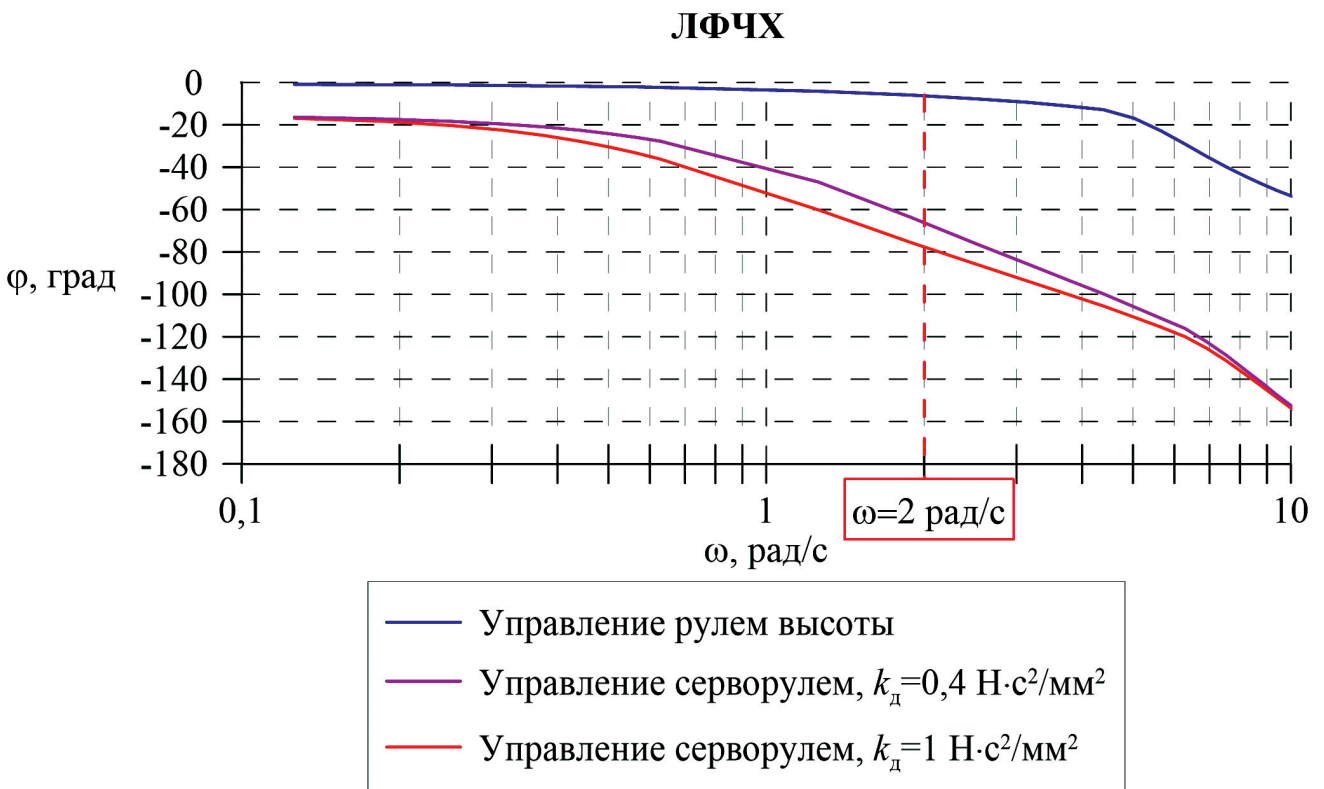


Рис. 5. Примеры ЛФЧХ тракта управления рулём высоты

[15–17]. Закон управления серворулём руля высоты при этом примет следующий вид:

$$\tau_{\text{вком}} = K_{X_B} \frac{T_1 s + 1}{T_2 s + 1} X_B + K_{\omega_z} \omega_z + \tau_{\text{вбал}} \quad (5)$$

Реализация форсирующего префильтра в общем виде соответствует условию  $T_1 > T_2$ .

Для оценки влияния параметров префильтра на фазовое запаздывание проведены расчёты ЛФЧХ тракта управления рулём высоты в режиме аварийного сервоуправления для выбранного значения коэффициента демпфирования  $k_{\text{дв}} \geq 1,6 \text{ Н} \cdot \text{с}^2 / \text{мм}^2$  при различных постоянных времени  $T_1$  и  $T_2$ . Результаты расчётов представлены на рис. 6. На рис. 7 приведены зависимости величины фазового запаздывания на частоте 2 рад/с от коэффициента демпфирования, полу-

ченные в результате расчётов ЛФЧХ тракта  $\frac{\delta_{\text{в}}}{X_B}$

при аварийном сервоуправлении для выбранного режима захода на посадку, для разных значений коэффициента  $K_{\omega_z}$  и параметров префильтра  $T_1$  и  $T_2$ . Видно, что наименьшее фазовое запазды-

вание соответствует значениям постоянных времени  $T_1 = 0.6 \text{ с}$ ,  $T_2 = 0.1 \text{ с}$  и величине коэффициента  $K_{\omega_z} = 1 \text{ 1/с}$ . На рис. 8 представлены статические характеристики управляемости в виде зависимостей отклонения рычага управления по тангажу  $X_B(n_y)$  и серворуля руля высоты от нормальной перегрузки  $\tau_{\text{в}}(n_y)$  для выбранных параметров алгоритма управления серворулём руля высоты.

#### Канал управления рулём направления

На рис. 9 представлены балансировочные характеристики самолёта при заходе на посадку с боковым ветром. Видно, что для обеспечения требования к балансировке самолёта с боковым ветром под  $90^\circ$  величиной до 5,14 м/с потребные отклонения серворуля руля направления составляют не менее  $\pm 9^\circ$ . При этом для сохранения возможности маневрирования предельные углы отклонения серворуля  $\tau_{\text{нmax}}$  следует выбирать с запасом не менее 10% от балансировочных, т.е. не менее  $\tau_{\text{нmax}} = \pm 10^\circ$ .

Для обеспечения удовлетворительных характеристик боковой устойчивости и управляемости самолёта, в соответствии с опытом ЦАГИ по разработке алгоритмов управления, закон управ-

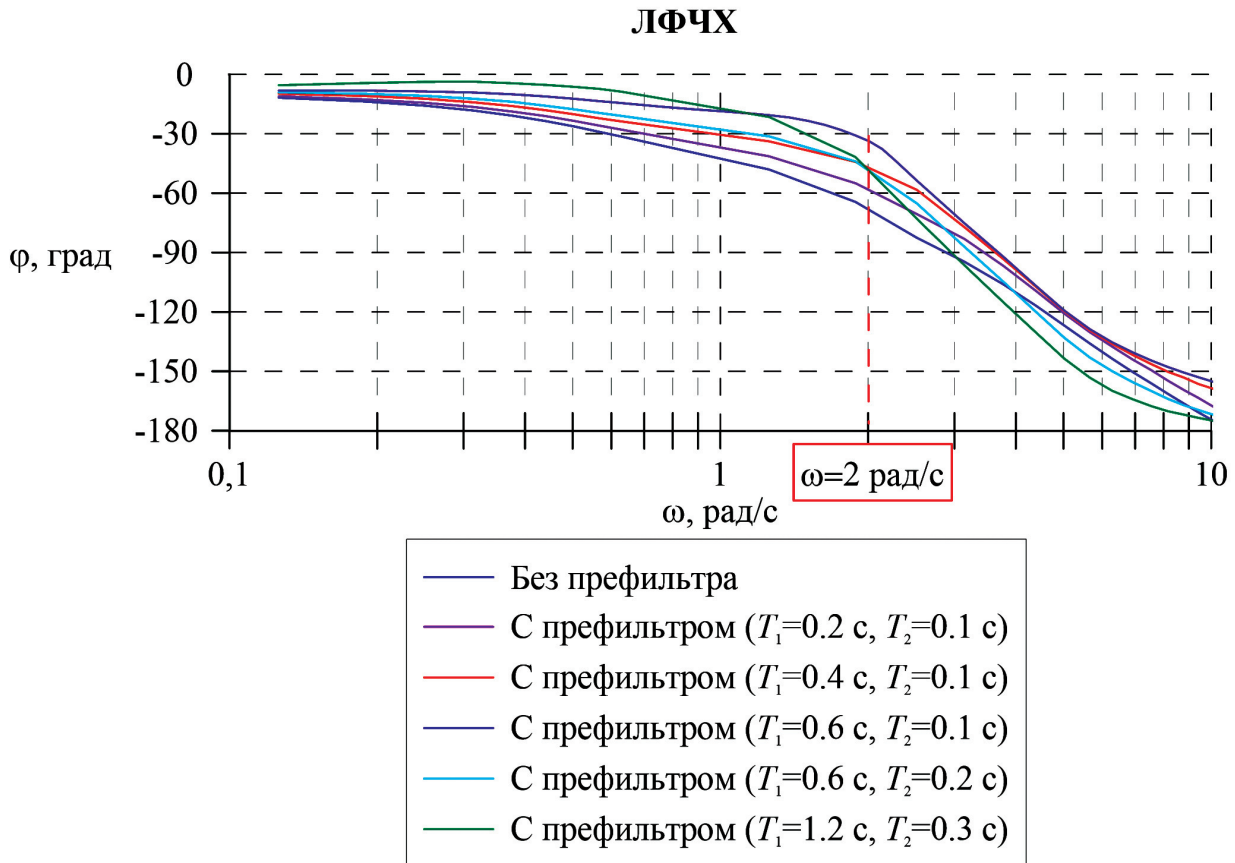


Рис. 6. ЛФЧХ тракта управления рулём высоты при различных постоянных времени префильтра  $T_1$  и  $T_2$



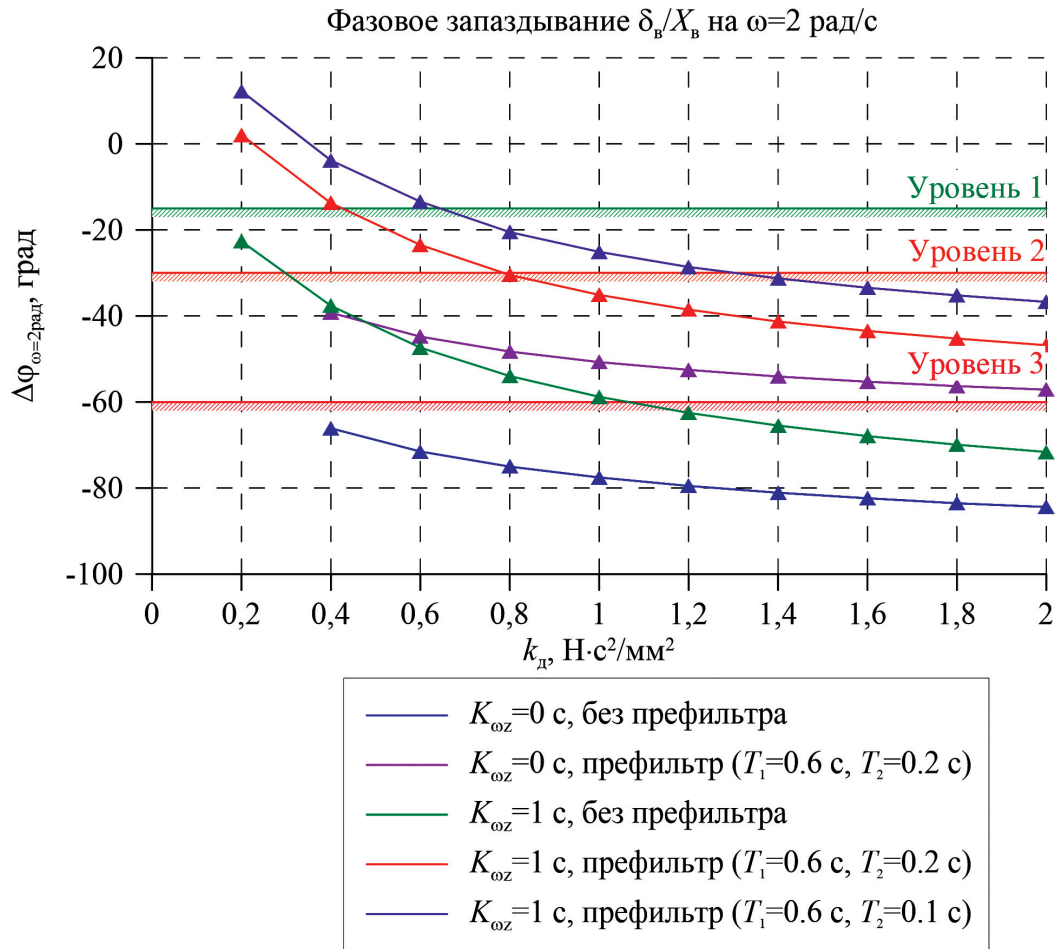


Рис. 7. Зависимости фазового запаздывания от коэффициента демпфирования для тракта управления рулём высоты

ления рулём направления должен включать в себя обратные связи по сигналам угловых скоростей крена и рыскания [17]. Как и в канале управления рулём высоты, предусматривается форсирующий фильтр на сигнал отклонения педалей. Таким образом, закон управления рулём направления имеет вид:

$$\tau_{H \text{ ком}} = K_{X_n} \frac{T_1 s + 1}{T_2 s + 1} X_n + K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} s}{T_{\omega_y} s + 1} \omega_y + K_{\omega_x} \frac{1}{T_{\omega_x} s + 1} \omega_x. \quad (6)$$

Минимально допустимые значения коэффициента демпфирования ЭГРП руля направления по эмпирической оценке составляют:  $k_{d \text{ min н}} = 5.7 \text{ Н} \cdot \text{с}^2 / \text{мм}^2$ . В результате расчётных исследований показано, что обеспечение требований к фазовому запаздыванию не более  $60^\circ$  при данных значениях коэффициента демпфирования возможно при выборе постоянных времени префильтра  $T_1=0.2 \text{ с}$  и  $T_2=0.1 \text{ с}$  (рис. 10).

#### Канал управления элеронами

Аналогично каналам управления рулём высоты и рулём направления в канале управления элеронами предусматривается форсирующий фильтр на сигнал отклонения рычага управления по крену. Закон управления серворулями элеронов записывается следующим образом:

$$\tau_{\epsilon \text{ ком}} = K_{X_\epsilon} \frac{T_1 s + 1}{T_2 s + 1} X_\epsilon. \quad (7)$$

Необходимость обеспечения требований к времени перекладки самолёта по крену, а также к фазовому запаздыванию между отклонением рычага управления и отклонением элеронов, в свою очередь, обуславливает требования к максимальным углам отклонения серворулей на элеронах  $\tau_{\epsilon \text{ max}}$  и к коэффициенту демпфирования ЭГРП элеронов  $k_d$ . На рис. 11 представлены результаты расчётных исследований по определению времени перекладки самолёта по крену и величине фазового запаздывания между отклоне-

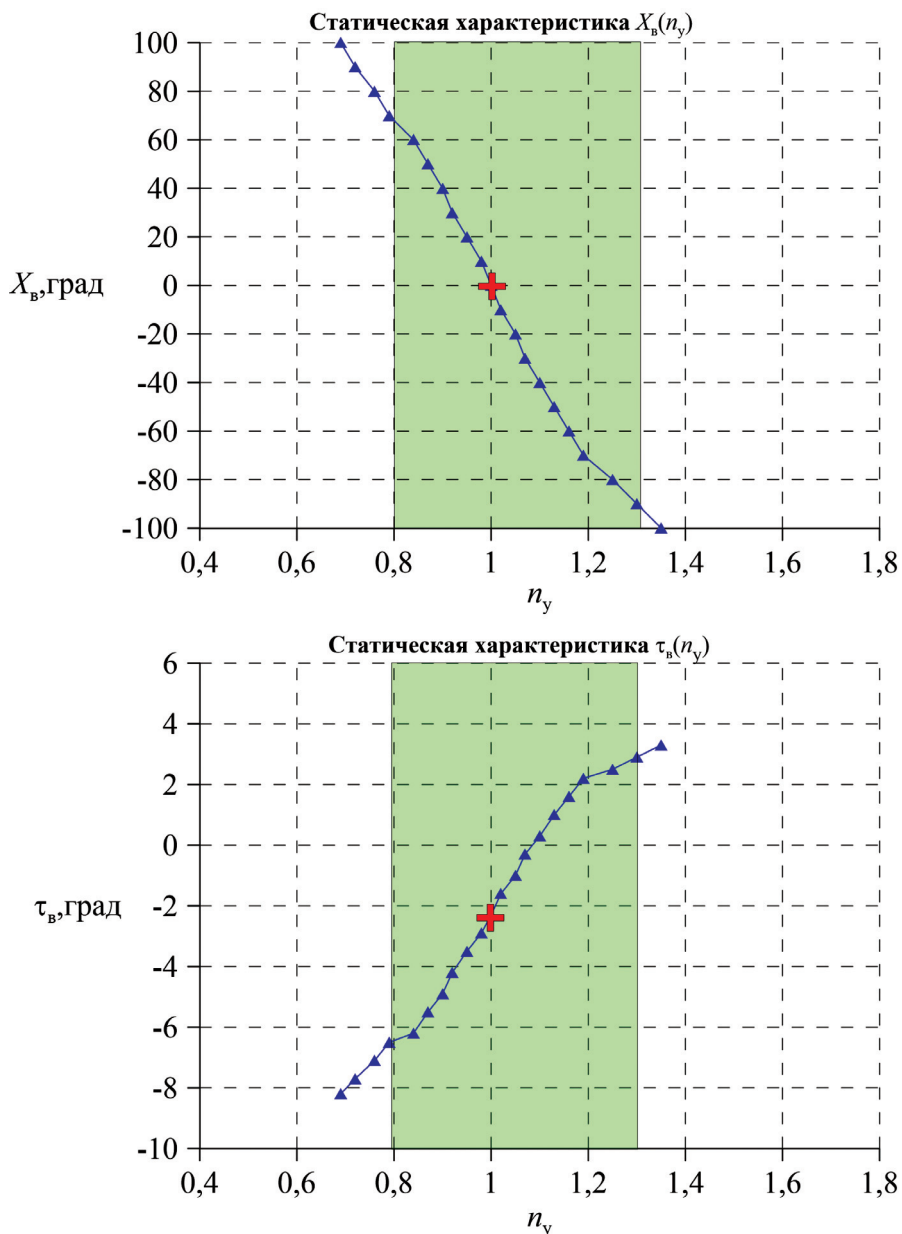


Рис. 8. Статические характеристики  $X_b(n_y)$  и  $\tau_b(n_y)$  для выбранных параметров контура управления сервоу-  
 лём руля высоты

нием рычага управления по крену и отклонении элеронов на частоте 2 рад/с в зависимости от коэффициента демпфирования  $k_d$ . Видно, что требование к времени перекладки удовлетворяется при располагаемых углах отклонения сервоу-  
 рулей элеронов  $\tau_{\text{э, max}}$  не менее 15°, а установка префильтра с постоянными времени  $T_1 = 0.4$  с и  $T_2 = 0.1$  с позволяет обеспечить фазовое запаздывание не более 60° при значениях коэффициента демпфирования  $k_d \leq 2$  Н·с<sup>2</sup>/мм<sup>2</sup>.

### Стендовые исследования управляемости самолёта при сервоуправлении

Для оценки возможности безопасного завершения полёта с выбранными параметрами законов аварийного сервоуправления были проведены стендовые исследования на пилотажном стенде ПСПК-102 ЦАГИ с участием лётчиков-испытателей ЛИИ им. Громова. Рассматривалась задача захода на посадку с исправлением смещения относительно глissады (рис. 12) [18], а также с боковым ветром под 90° к оси взлётно-посадочной полосы (ВПП) величиной  $W_z = 5$  м/с.

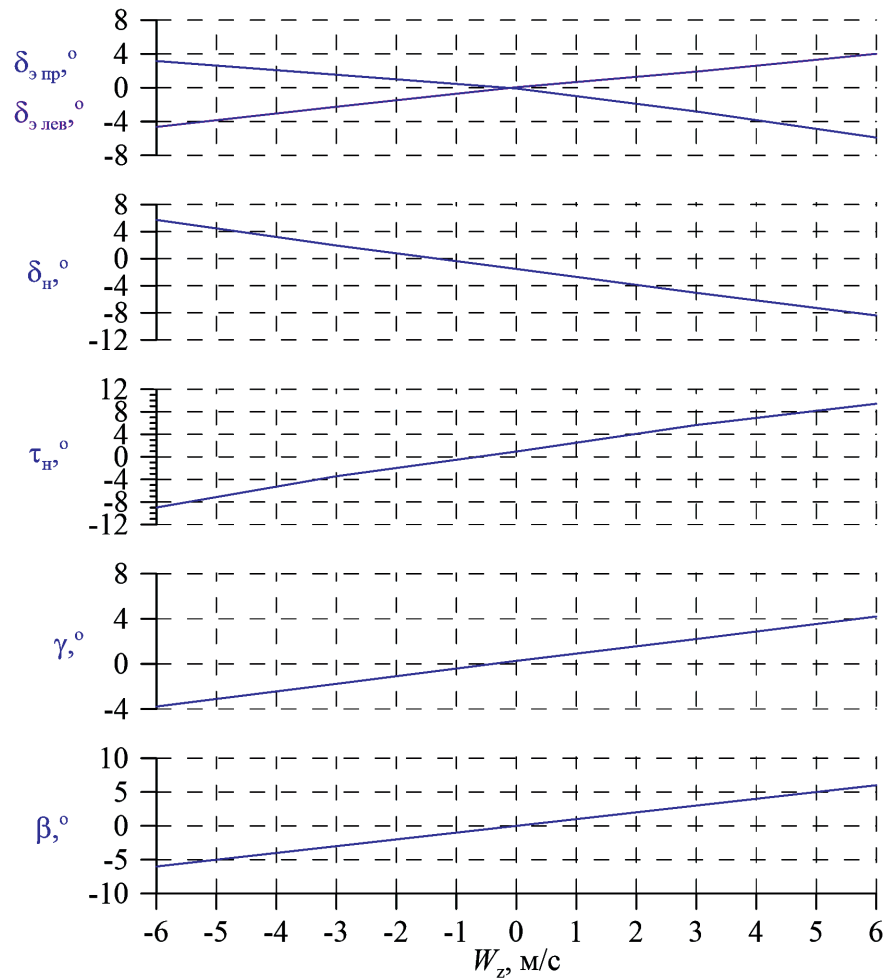


Рис. 9. Балансировочные характеристики самолёта при заходе на посадку с боковым ветром

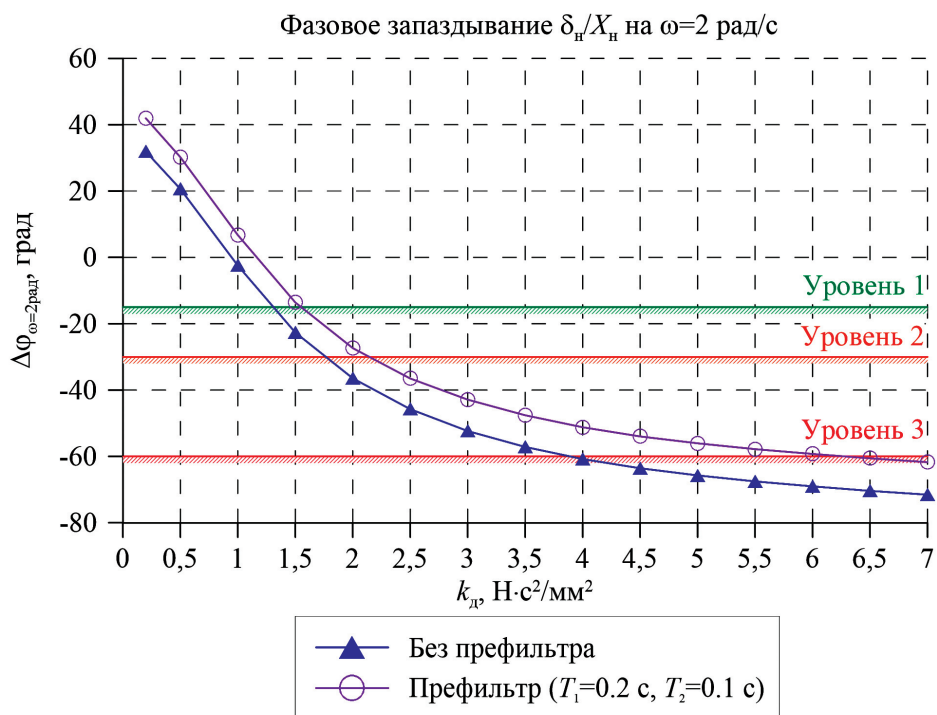


Рис. 10. Зависимости фазового запаздывания от коэффициента демпфирования для тракта управления рулём направления

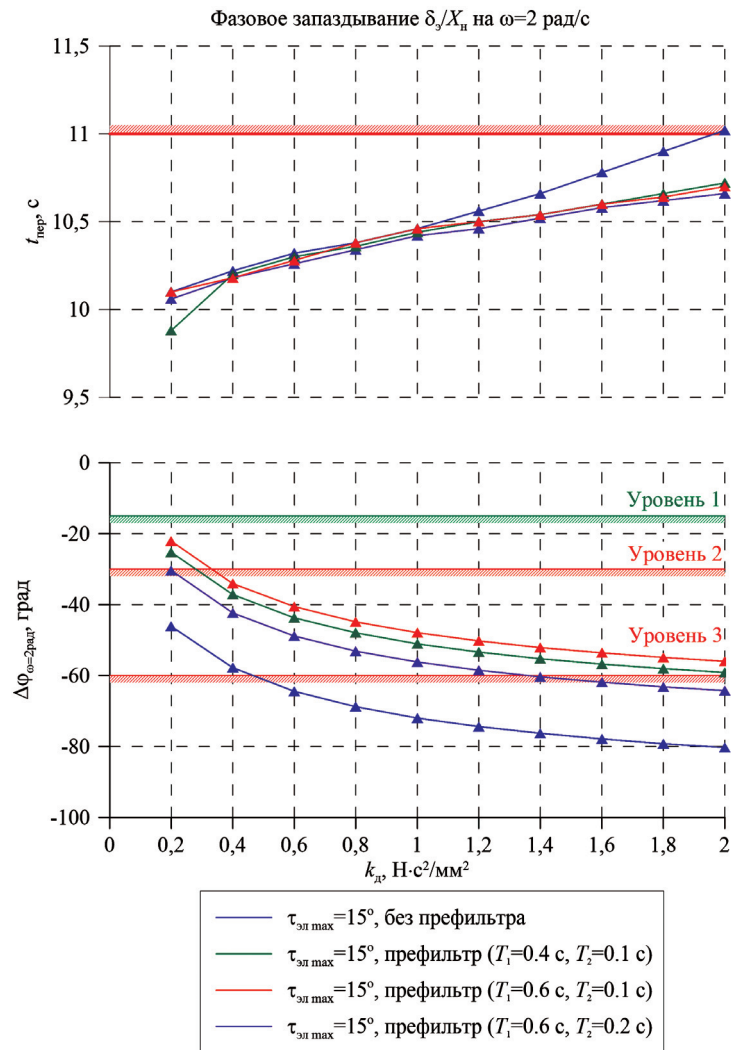


Рис. 11. Зависимости времени перекладки по крену и фазового запаздывания от коэффициента демпфирования для тракта управления элеронами

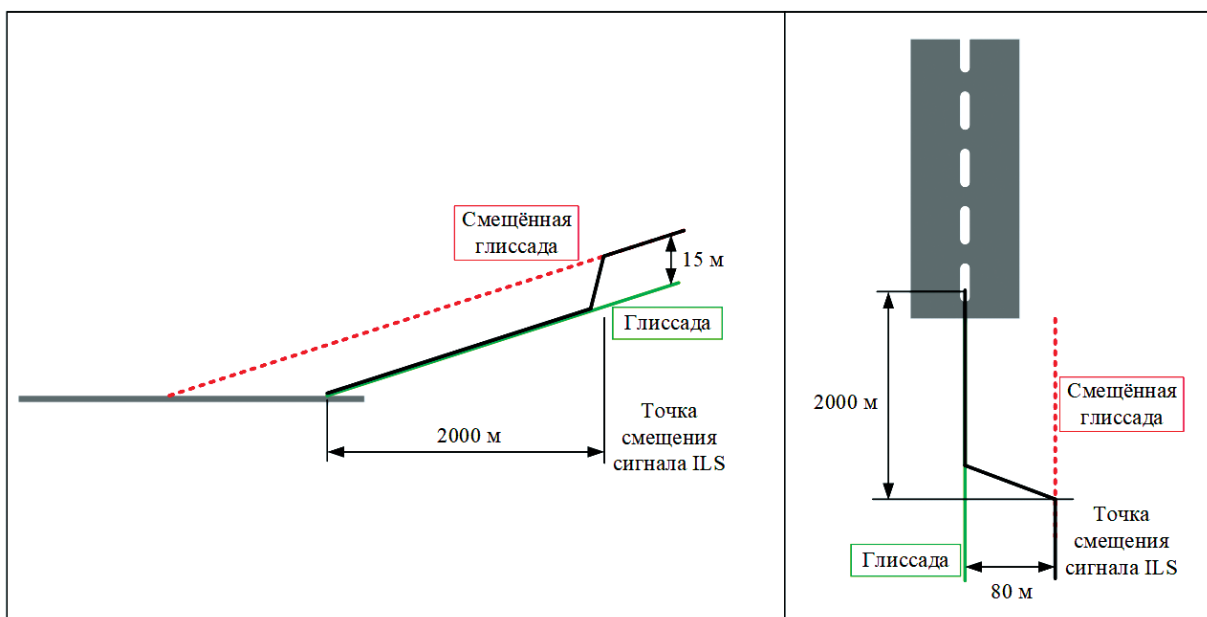


Рис. 12. Задача захода на посадку со смещением относительно глиссады

В ходе стендовых исследований лётчик оценивал пилотажные характеристики самолёта по шкале Купера—Харпера [19], а также тенденцию к возникновению раскочки самолёта по шкале PIOR [20].

Фрагмент результатов стендового моделирования захода на посадку с исправлением смещения относительно глиссады представлен на рис. 13.

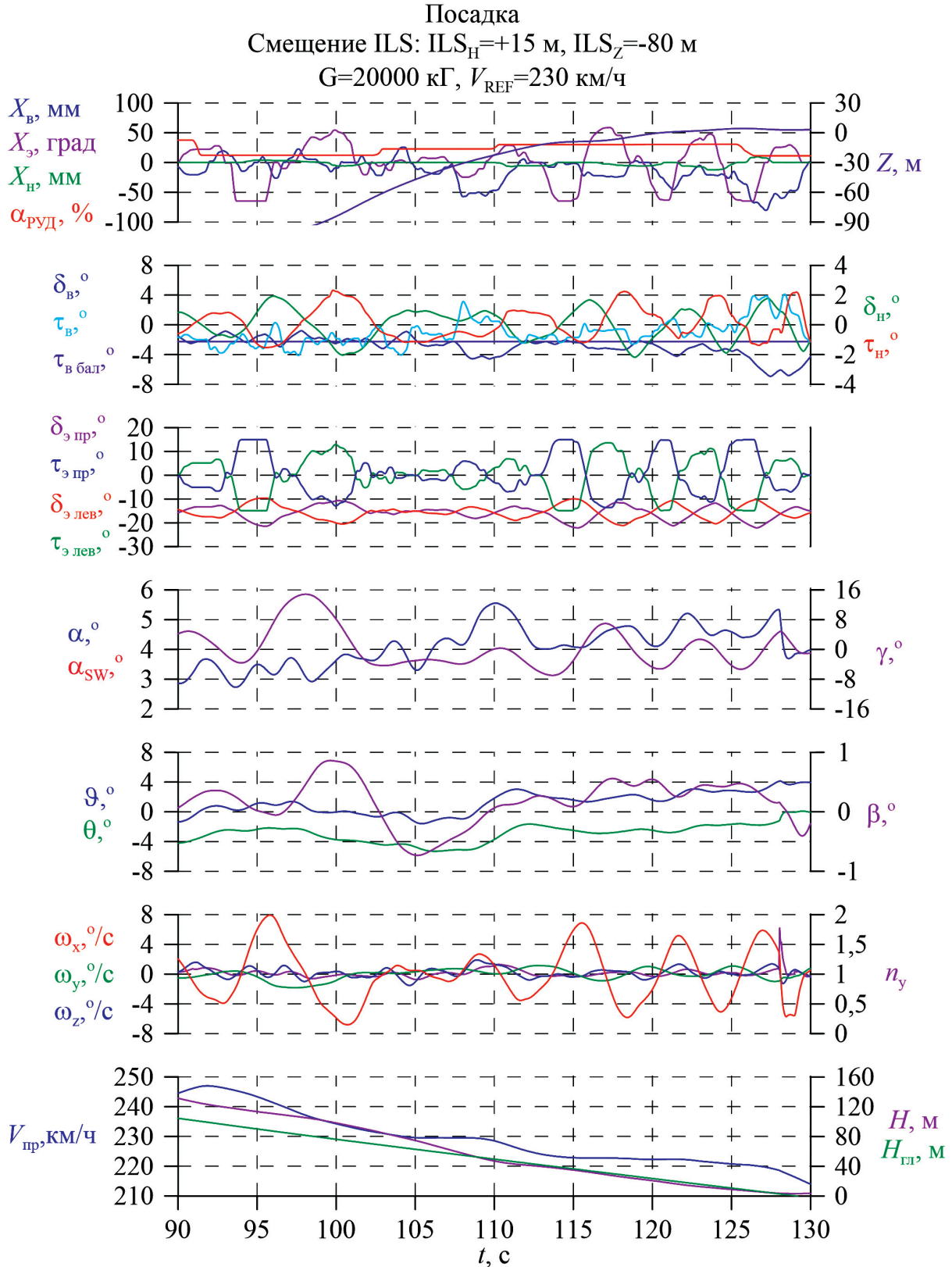


Рис. 13. Заход на посадку с исправлением смещения относительно глиссады

По оценке лётчика, управляемость самолёта с выбранными параметрами алгоритмов аварийного сервоуправления соответствует оценке  $PR = 4.5...5$  по шкале Купера—Харпера. Небольшая склонность к раскачке самолёта лётчиком, отмечаемая преимущественно в поперечном канале управления, соответствует оценкам  $PIOR = 3...3.5$ . Полученные лётные оценки подтверждают корректность выбора параметров алгоритмов аварийного сервоуправления и возможность безопасного завершения полёта в данном режиме.

## Выводы

Разработана математическая модель вращения рулевой поверхности под действием шарнирного момента, возникающего при отклонении серворуля, с учётом нелинейного влияния сил трения и демпфирования от ЭГРП, работающих в пассивном режиме. На основании сформированных требований к управляемости самолёта в режиме аварийного сервоуправления проведены расчётные исследования по определению параметров законов сервоуправления и требований к характеристикам демпфирования ЭГРП. В результате стендовых исследований с участием лётного состава получены оценки управляемости самолёта на режиме захода на посадку по шкалам Купера—Харпера и  $PIOR$ , подтверждающие возможность безопасного завершения полёта. Предлагаемая структура аварийного дистанционного сервоуправления не требует механического резерва и может быть реализована на перспективном самолёте транспортной категории.

## Список источников

1. Ермаков С.А., Карев В.И., Константинов С.В., Оболенский Ю.Г., Селиванов А.М., Сухоруков Р.В. Системы дистанционного управления и рулевые приводы: структуры и развитие // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 2. С. 161-171.
2. Moir I., Seabridge A. Aircraft Systems: Mechanical, electrical and avionics subsystems integration. — Third Edition. — John Wiley & Sons, Ltd., England, 2008. — 504 p.
3. Терехов Р.И., Шелюхин Ю.Ф. Особенности аварийного дистанционного сервоуправления самолётом транспортной категории // Материалы XXIX Научно-технической конференции по аэродинамике. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 2018. С. 183.
4. Микеладзе В.Г., Титов В.М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолётов и ракет: Справочник. — М.: Машиностроение, 1982. — 149 с.
5. Егер С.М., Матвеев А.М., Шаталов И.А. Основы авиационной техники: Учебник. — М.: Машиностроение, 2003. — 720 с.
6. MD-88/90 Operations Manual Vol. 2. — Delta Air Lines, Inc., USA, 2014. — 744 p.
7. Алёшин Б.С., Баженов С.Г., Диденко Ю.И., Шелюхин Ю.Ф. Системы дистанционного управления магистральных самолётов. — М.: Наука, 2013. — 292 с.
8. Билялетдинова Л.Р., Стеблинкин А.И. Математическое моделирование электромеханического рулевого привода с шариковинтовой передачей с учетом нелинейностей типа «сухое трение» и «люфт» // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. №3. С. 95-108.
9. Оболенский Ю.Г., Ермаков С.А., Сухоруков Р.В. Введение в проектирование систем авиационных рулевых приводов: Учебное пособие. — М.: Изд-во ГУП г. Москвы «Окружная газета ЮЗАО», 2011. — 344 с.
10. Авиационные правила. Часть 25. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории. Издание 5 с поправками 1–8 / Межгосударственный авиационный комитет. — М.: Авиаиздат, 2015. — 290 с.
11. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25. Amendment 24. European Aviation Safety Agency (EASA), 2020. URL: <https://www.easa.europa.eu/downloads/108354/en>
12. Advisory Material Joint. AC/AMJ 25.671 Control Systems General. Draft. — U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, USA, 2001. — 44 p.
13. Терехов Р.И. Исследование особенностей аварийного дистанционного сервоуправления региональным самолётом в продольном канале // Труды МАИ. 2017. № 96. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=85785>
14. Flying Qualities of Piloted Aircraft. MIL-STD-1797A Notice 3. — Department of Defence Interface Standard, 2004. — 722 p.
15. Langton R. Stability and Control of Aircraft Systems. Introduction to Classical Feedback Control. — John Wiley & Sons, Ltd., England, 2006. — 238 p.
16. Mbihi J. Analog Automation and Digital Feedback Control Techniques. — ISTE Ltd., UK, 2018. — 238 p.
17. Бюшгенс Г.С. Аэродинамика и динамика полёта магистральных самолётов. — Москва — Пекин: Издательский отдел ЦАГИ — Авиаиздательство КНР, 1995. — 772 с.
18. Flight Control Design — Best Practices. RTO Technical Report 29. — NATO, France, 2000. — 214 p.
19. Cooper G.E., Harper R.P. The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities. — NASA TN D-5153, 1969. — 52 p.
20. Weingarten N.C., Chalk C.R. In-Flight Investigation of Large Airplane Flying Qualities for Approach and Landing. — AFWAL-TR-81-3118, 1981. — 467 p.

## References

1. Ermakov S.A., Karev V.I., Konstantinov S.V., Obolensky Y.G., Selivanov A.M., Sukhorukov R.V. Fly-by-wire control systems and servo actuators design and development. *Aerospace MAI Journal*, 2013, vol. 20, no 2, pp. 161-171.
2. Moir I., Seabridge A. *Aircraft Systems: Mechanical, electrical and avionics subsystems integration*. Third Edition, John Wiley & Sons, Ltd., England, 2008, 504 p.
3. Terekhov R.I., Shelyukhin Yu.F. *Materialy XXIX Nauchno-tehnicheskoi konferentsii po aerodinamike*, Moscow, TsAGI, 2018, p. 183.
4. Mikeladze V.G., Titov V.M. *Osnovnye geometricheskiye i aerodinamicheskiye kharakteristiki samoletov i raket: Spravochnik* (Basic geometric and aerodynamic characteristics of aircraft and rockets: guide), Moscow, Mashinostroenie, 1982, 149 p.
5. Eger S.M., Matveenko A.M., Shatalov I.A. *Osnovy aviatsionnoi tekhniki* (Fundamentals of aeronautical engineering), Moscow, Mashinostroenie, 2003, 720 p.
6. *MD-88/90 Operations Manual* Vol. 2, Delta Air Lines, Inc., USA, 2014, 744 p.
7. Alyoshin B.S., Bazhenov S.G., Didenko Yu.I., Shelyukhin Yu.F. *Sistemy disnantsionnogo upravleniya magistral'nykh samolyotov* (Fly-by-wire control systems of airliners), Moscow, Nauka, 2013, 292 p.
8. Bilyaletdinova L.R., Steblinkin A.I. Mathematical modeling of electromechanical steering gear with ball-screw actuator with account for nonlinearities of “dry friction” and “backlash” types. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 3, pp. 95-108.
9. Obolenskii Yu.G., Ermakov S.A., Sukhorukov R.V. *Vvedenie v proektirovanie sistem aviatsionnykh rulevykh privodov* (Introduction to aeronautical actuator systems design), Moscow, Okruzhnaya gazeta YuZAO, 2011, 344 p.
10. *Aviatsionnye pravila. Chast' 25. Normy letnoi godnosti samoletov transportnoi kategorii* (Aviation Rules. Part 25. Norms of airworthiness of transport category aircraft). Interstate Aviation Committee, Moscow, Aviaizdat, 2015, 290 p.
11. *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25. Amendment 24*. European Aviation Safety Agency (EASA), 2020. URL: <https://www.easa.europa.eu/downloads/108354/en>
12. *Advisory Material Joint. AC/AMJ 25.671 Control Systems General. Draft*. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, USA, 2001, 44 p.
13. Terekhov R.I. *Trudy MAI*, 2017, no. 96, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=85785>
14. *Flying Qualities of Piloted Aircraft. MIL-STD-1797A Notice 3*. Department of Defence Interface Standard, 2004, 722 p.
15. Langton R. *Stability and Control of Aircraft Systems. Introduction to Classical Feedback Control*. John Wiley & Sons, Ltd., England, 2006, 238 p.
16. Mbihi J. *Analog Automation and Digital Feedback Control Techniques*. ISTE Ltd., UK, 2018, 238 p.
17. Byushgens G.S. *Aerodinamika i dinamika polyota magistral'nykh samolyotov* (Aerodynamics and flight dynamics of airliners), Moscow, Beijing, TsAGI publish office, PRC aero-publishing, 1995, 772 p.
18. *Flight Control Design – Best Practices. RTO Technical Report 29*. NATO, France, 2000, 214 p.
19. Cooper G.E., Harper R.P. The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities. *NASA TN D-5153*, 1969, 52 p.
20. Weingarten N.C., Chalk C.R. In-Flight Investigation of Large Airplane Flying Qualities for Approach and Landing. *AFWAL-TR-81-3118*, 1981, 467 p.

Статья поступила в редакцию 30.11.2021; одобрена после рецензирования 06.12.2021; принята к публикации 06.12.2021.

The article was submitted on 30.11.2021; approved after reviewing on 06.12.2021; accepted for publication on 06.12.2021.