

УДК 629.7.015

## **Исследование особенностей аварийного дистанционного сервоуправления региональным самолётом в продольном канале**

**Терехов Р.И.**

*Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского,*

*ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская обл., 140180, Россия*

*e-mail: [corporal@mail.ru](mailto:corporal@mail.ru)*

### **Аннотация**

Работа посвящена исследованию особенностей дистанционного сервоуправления самолётом транспортной категории в продольном канале. Предложена структура системы управления самолётом с двумя гидросистемами и применением дистанционно управляемых серворулей на рулях высоты в качестве аварийного управления. Обоснованы требования к безопасному переходу на аварийное сервоуправление, а также к рулевым приводам, необходимые для обеспечения безопасного завершения полёта. Получены оценки лётчиков характеристик управляемости самолёта при сервоуправлении. Проведена оценка шарнирных моментов руля высоты и серворуля при их совместном отклонении.

**Ключевые слова:** продольный канал управления, серворуль, шарнирный момент, коэффициент демпфирования привода.

## Введение

Под сервоуправлением самолётом понимается схема, при которой рычаги управления в кабине самолёта связаны не с основными поверхностями управления, а с серворулями. Серворуль представляет собой небольшую аэродинамическую поверхность, установленную на концевой части органа управления. Отклонение серворуля приводит к возникновению шарнирного момента, который, в свою очередь, отклоняет рулевую поверхность (рисунок 1).

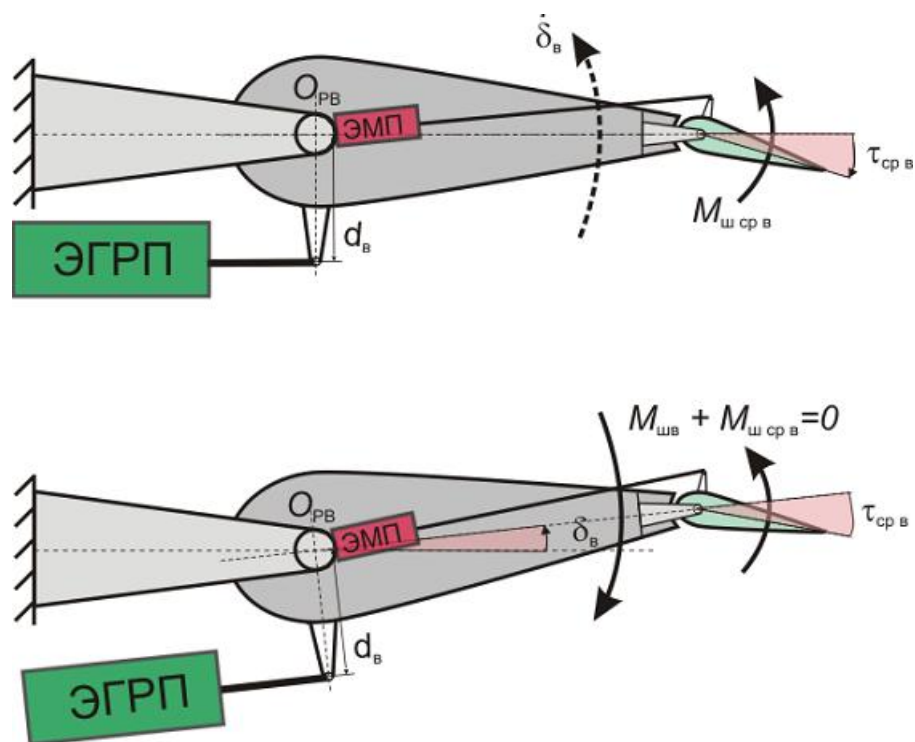


Рисунок 1 – Принцип работы серворуля [1]

Принцип сервоуправления в авиации известен давно. К примеру, советский пилот и авиаконструктор К. А. Калинин в 1930-х годах при конструировании самолёта-гиганта К-7 установил серворули на основных рулевых поверхностях. Применение сервоуправления позволяло значительно снизить усилия на рычагах управления, что было особенно важно до развития бустерного управления. Однако и

в настоящее время эксплуатируется ряд самолётов, в системе управления которых применён принцип сервоуправления. К таким относятся пассажирские самолёты MD-80/90 и транспортный самолёт Ан-22 «Антей» (рисунок 2).



Рисунок 2 – Самолёты MD-80 (слева) и Ан-22

Самолёты MD-80/90 конструкции американской фирмы McDonnell Douglas разработаны в 1970-х гг. и представляют собой узкофюзеляжные пассажирские самолёты с пассажировместимостью 130-172 чел. и максимальным взлётным весом 63–73 т (в зависимости от версии). Управление самолётом MD-80 безбустерное, с механической связью от рычагов управления к серворулям, установленным на рулях высоты, элеронах и руле направления [2]. Стоит отметить, что балансировка самолёта в продольном канале обеспечивается за счёт переставного стабилизатора с электрическим управлением.

На самолёте MD-90 (первый полёт в 1993 г.) был осуществлён переход к бустерному управлению в продольном канале, с сохранением механической связи к серворулям в качестве аварийной системы управления при отказах гидропитания.

Тяжёлый транспортный самолёт Ан-22 «Антей» имеет неподвижный стабилизатор, поэтому управление и балансировка в продольном канале осуществляется только за счёт двухсекционного руля высоты. Управление рулём

высоты возможно в двух режимах: в основном, когда работает двухкамерный гидроусилитель, и в аварийном, с помощью серворулей. Переход с бустерного управления на серворулевое осуществляется специальным переключателем режима управления автоматически, при падении давления гидросистемы, или вручную. В зависимости от положения рулей высоты и серворулей на конкретном этапе полёта, переход между режимами управления может сопровождаться возникновением пикирующего или кабрирующего момента, который лётчику необходимо своевременно парировать.

Таким образом, до настоящего времени сервоуправление самолётом в продольном канале было реализовано только за счёт механической связи между рычагом управления и серворулём. Представляет большой интерес исследование возможности аварийного электродистанционного сервоуправления применительно к перспективным самолётам транспортной категории, в целях обеспечения разнородного резервирования в силовой части системы управления [3]. Поскольку собственный шарнирный момент серворуля, который требуется пересилить при его отклонении, значительно меньше, чем шарнирный момент основной рулевой поверхности, для перемещения серворуля можно использовать электромеханический привод (ЭМП) небольшой мощности, с малой массой и габаритами.

### **Структура системы продольного управления самолёта с серворулями**

В качестве объекта исследования рассматривается перспективный региональный самолёт с двумя двигателями и максимальной взлётной массой 20 т.

Аэродинамические характеристики самолёта, характеристики двигателя и шарнирные моменты получены путём пересчёта с прототипов.

На самолёте установлен неподвижный стабилизатор, балансировка и управление в продольном канале осуществляется двухсекционным рулём высоты. На каждой секции руля высоты установлены два электрогидравлических рулевых привода (ЭГРП), запитанные от двух независимых гидросистем, и серворуль с ЭМП. Структура системы управления самолёта в продольном канале приведена на рисунке 3.

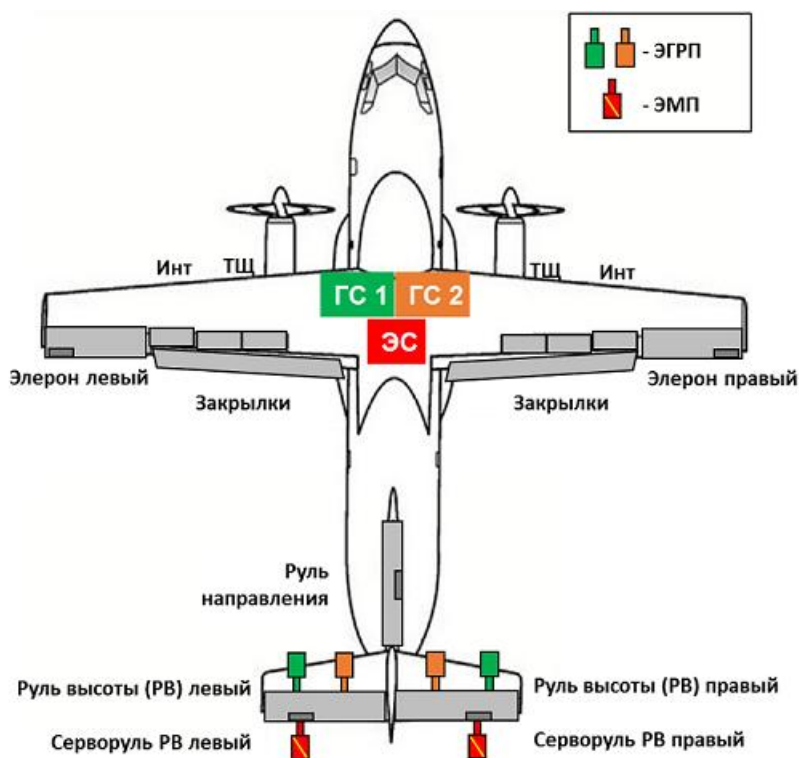


Рисунок 3 – Структура системы управления самолёта в продольном канале

В основном режиме управления руль высоты отклоняется ЭГРП, работающими в режиме замещения. При отказе двух гидросистем все ЭГРП переходят в пассивный режим (режим кольцевания) и происходит переключение на аварийное сервоуправление.

Законы управления самолётом в продольном канале в основном и аварийном режимах представлены на рисунке 4.

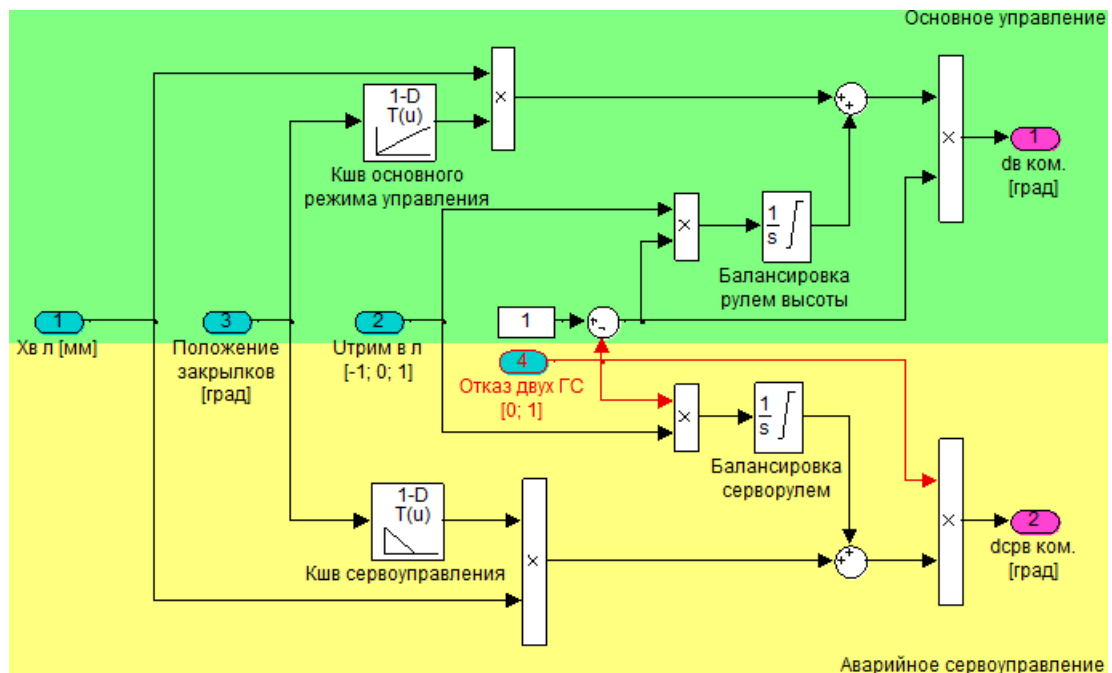


Рисунок 4 – Алгоритмы основного и аварийного управления самолётом в продольном канале

Продольное управление самолётом в основном режиме осуществляется за счёт перемещения рулей высоты в соответствии с перемещением рычага управления по тангажу. Для балансировки самолёта используется трёхпозиционный переключатель, сигнал которого интегрируется и суммируется с управляющим сигналом на руль высоты.

При отказе двух гидросистем происходит переключение на аварийное управление. При аварийном управлении перемещению рычага управления по тангажу и интегральному сигналу балансировочного переключателя соответствует перемещение серворуля. Руль высоты при этом перемещается под действием возникающего шарнирного момента.

Передаточные коэффициенты  $K_{шв}$  для режима аварийного сервоуправления должны рассчитываться из условия обеспечения требуемых характеристик управляемости самолёта и уточняться в процессе стендовых исследований на основании оценок лётного состава.

### Математическая модель движения рулевой поверхности

На рисунке 5 приведена расчётная схема сил и моментов, действующих на рулевую поверхность при сервоуправлении.

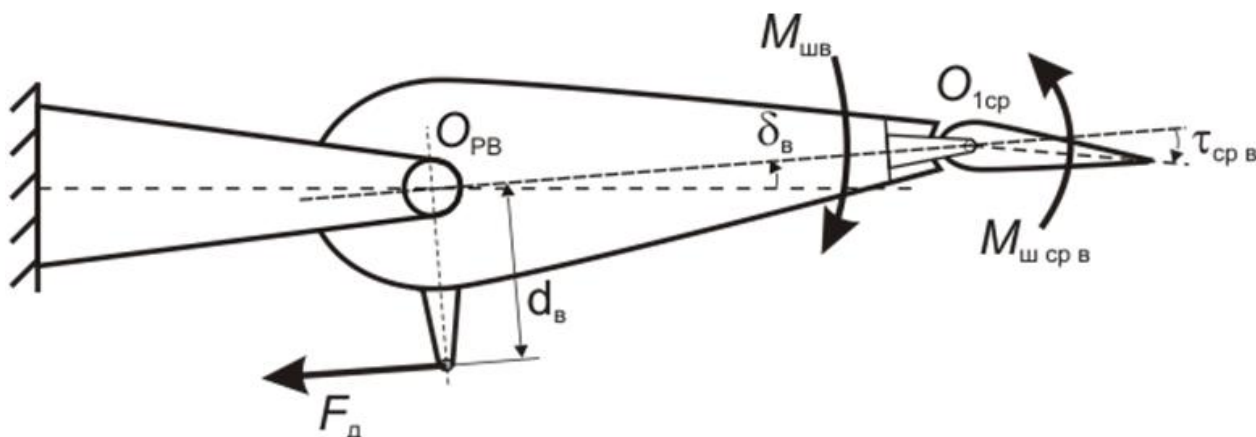


Рисунок 5 – Расчётная схема сил и моментов, действующих на рулевую поверхность при сервоуправлении

Уравнение вращения руля высоты относительно оси вращения  $O_{PB}$  записывается следующим образом:

$$I_{zв} \ddot{\delta}_b + F_d (\dot{\delta}_b) d_b + K_{аэр.д} \rho V \dot{\delta}_b = [m_{шсрв} (\tau_{срв}) - m_{шв} (\alpha_{ГО}, \delta_b)] q S_b b_{ав}, \quad (1)$$

где:

$I_{zв}$  – момент инерции руля высоты относительно оси вращения  $O_{PB}$ ;

$d_b$  – плечо присоединения штока ЭГРП к рулевой поверхности;

$K_{аэр.д}$  – коэффициент аэродинамического демпфирования руля высоты;

$m_{шсрв}$  – коэффициент шарнирного момента относительно оси вращения  $O_{РВ}$ ,

вызванного отклонением серворуля  $\tau_{срв}$ ;

$m_{шв}$  – коэффициент шарнирного момента относительно оси вращения  $O_{РВ}$ ,

вызванного отклонением руля высоты  $\delta_v$ ;

$\alpha_{ГО}$  – угол атаки горизонтального оперения (с учётом скоса потока).

Плечо присоединения ЭГРП к рулевой поверхности  $d_v$  определяется конструкцией самолёта. Для рассматриваемого самолёта  $d_v = 0,1$  м.

Отклонение серворуля приводит к возникновению шарнирного момента на руле высоты, коэффициент которого определяется следующим образом:

$$m_{шсрв} = m_{ш}^{\tau} \tau_{срв} \quad (2)$$

Вращение руля высоты продолжается до тех пор, пока суммарный шарнирный момент отклонённого руля высоты и отклонённого серворуля, записанный в правой части уравнения (1), не станет равным нулю.

Собственный шарнирный момент серворуля относительно оси вращения  $O_{1ср}$  рассчитывается следующим образом:

$$\tilde{M}_{сшср} = c_{шсрв}(\alpha_{ГО}, \delta_v, \tau_{срв}) q S_{срв} b_{асрв}, \quad (3)$$

где  $c_{шсрв}(\alpha_{ГО}, \delta_v, \tau_{срв})$  – зависимость коэффициента собственного шарнирного момента серворуля от угла атаки горизонтального оперения, угла отклонения руля высоты и угла отклонения серворуля при его вращении относительно оси  $O_{1ср}$ .

Второе слагаемое в левой части уравнения (1) представляет собой произведение демпфирующей силы от закольцованных ЭГРП на плечо



присоединения привода к рулевой поверхности. Демпфирующая сила определяется следующим образом [4]:

$$F_d = k_d n_{пр} \dot{\delta}_B^2, \quad (4)$$

где:

$k_d$  – коэффициент демпфирования ЭГРП;

$n_{пр}$  – число ЭГРП на рулевой поверхности, работающих в режиме кольцевания.

Коэффициент демпфирования рулевого привода  $k_d$  определяется конструкцией ЭГРП. Требования к коэффициенту демпфирования обычно задаются в техническом задании на разработку привода.

Третье слагаемое в левой части уравнения (1) представляет собой составляющую аэродинамического демпфирования рулевой поверхности.

Аэродинамическое демпфирование рулевых поверхностей обычно определяется в ходе расчётов самолёта на флаттер. В настоящей работе коэффициент аэродинамического демпфирования рассчитывался приближённо, по методике РДК-43 [5] на основании геометрических параметров хвостового оперения. Величина коэффициента аэродинамического демпфирования для руля высоты составила  $K_{аэрд.} = 0,272 \text{ м}^4$ .

Уравнение (1), записанное с учётом соотношении (2) и (4), принимает вид:

$$I_{зв} \ddot{\delta}_B + k_d n_{пр} \dot{\delta}_B^2 d_B + K_{аэрд.} \rho V \dot{\delta}_B = [m_{ш}^{\tau} \tau_{срв} - m_{шв}(\alpha_{ГО}, \delta_B)] q S_B b_{aB} \quad (5)$$

Уравнение (5) будем использовать для описания вращения руля высоты самолёта под действием шарнирного момента.

ЭМП серворуля моделируется аperiodическим звеном первого порядка с добротностью 20 1/с и ограничением по скорости  $\pm 30$  °/с (рисунок 6).

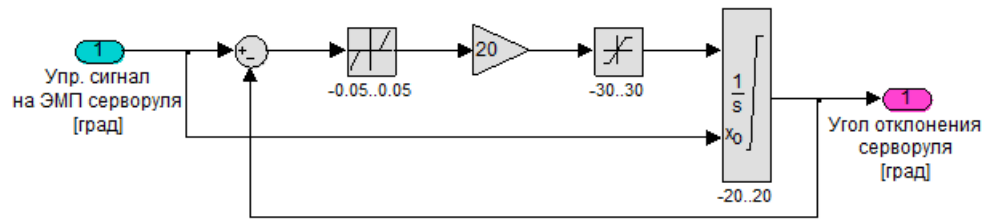


Рисунок 6 – Модель ЭМП серворуля

### Обеспечение безопасного перехода на сервоуправление

Одним из требований, предъявляемых к системам управления, является обеспечение безопасного перехода между режимами управления. Переход на аварийное управление не должен приводить к выходу самолёта за пределы эксплуатационной области по любому параметру движения.

Будем рассматривать переход с основного на аварийное управление в установившемся режиме полёта, при нейтральном положении рычага управления по тангажу. Для самолёта без переставного стабилизатора в установившемся режиме полёта отклонение руля высоты соответствует балансирующему положению. При переходе на аварийное сервоуправление и нулевом угле отклонения серворуля, руль высоты начнёт перемещаться под действием шарнирного момента, что приведёт к возникновению возмущающего момента тангажа. При возникновении кабрирующего момента и невмешательстве лётчика в управление самолёт может выйти за пределы эксплуатационной области по углу атаки (рисунок 7) или нормальной перегрузке, что может привести к возникновению опасной ситуации.

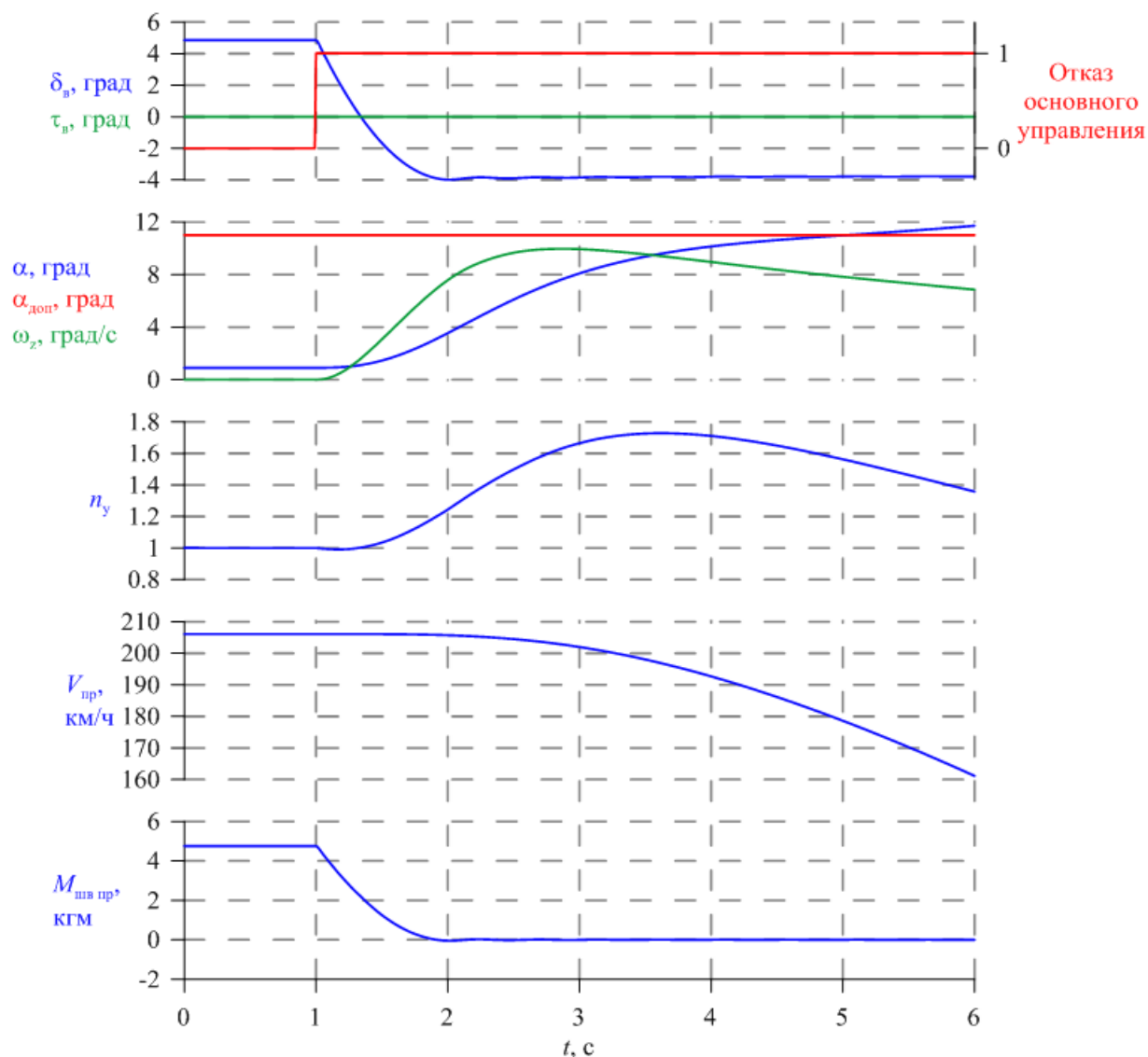


Рисунок 7 – Переход на аварийное сервоуправление при невмешательстве лётчика в управление

Для обеспечения безопасности перехода на аварийное сервоуправление необходимо в основном режиме управления отклонять серворули таким образом, чтобы суммарный шарнирный момент на руле высоты в балансировочном положении был близок к нулю. Это может быть реализовано двумя способами:

1) с использованием обратной связи на ЭМП серворуля с датчика усилий на ЭГРП по закону:

$$\tau_{срвосн} = k_{о.с.} F_{ЭГРП} \quad (6)$$

Данный способ требует использования сигналов с датчиков усилий (перепада давления) ЭГРП в СДУ, включая обработку и контроль данных сигналов.

2) с использованием программного отклонения серворуля по режимам полёта по закону:

$$\tau_{\text{срвосн}} = \frac{m_{\text{шв}}(\alpha_{\text{ГО}}, \delta_{\text{вбал}})}{m_{\text{ш}}^{\tau_e}} \quad (7)$$

Точность данного способа зависит от точности определения шарнирного момента руля высоты и эффективности серворуля. При этом не требуются дополнительные входные сигналы в СДУ.

Помимо обеспечения безударности перехода на аварийное управление, обнуление шарнирного момента на руле высоты позволяет снизить нагрузку на ЭГРП в процессе установившегося полёта в основном режиме управления.

### **Продольная управляемость самолёта при сервоуправлении**

Для оценки продольной управляемости проводилось моделирование реакции самолёта на ступенчатое отклонение руля высоты (основной режим управления) и серворуля на руле высоты (аварийное управление) в крейсерской и посадочной конфигурациях при выходе самолёта на заданную перегрузку.

На рисунке 8 представлены расчётные значения нормальной перегрузки и отклонений руля высоты при управлении в посадочной конфигурации для различных значений коэффициента демпфирования  $k_d$ . Видно, что переход на сервоуправление приводит к запаздыванию отклонения руля высоты. С увеличением коэффициента  $k_d$  уменьшается скорость отклонения руля высоты,

переходной процесс по нормальной перегрузке приобретает более затянутый характер.

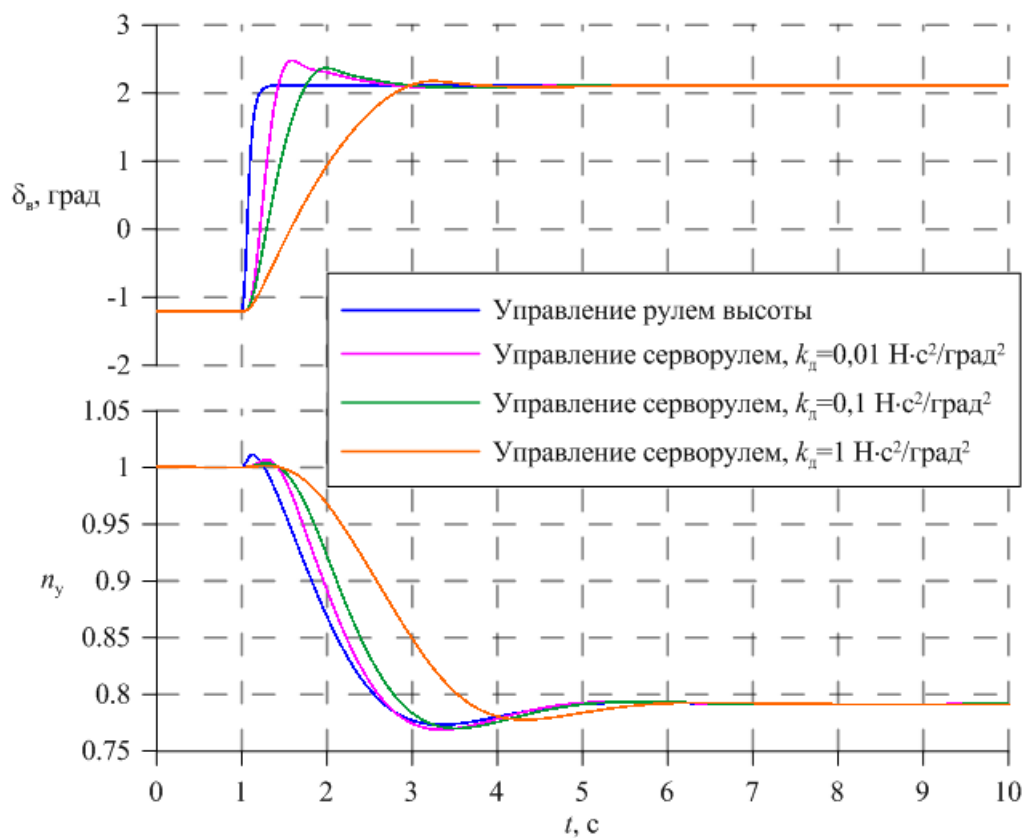


Рисунок 8 – Реакция самолёта на ступенчатое отклонение руля высоты и серворуля на режиме захода на посадку

Таким образом, возникает задача определения области возможных значений коэффициента  $k_d$  для обеспечения удовлетворительных характеристик управляемости самолёта. Поскольку коэффициент  $k_d$  определяется конструкцией рулевого привода, область допустимых значений должна быть единой для всех режимов полёта самолёта.

Основным расчётным случаем при определении коэффициента  $k_d$  является обеспечение требований к фазовому запаздыванию между отклонением рычага управления и соответствующей рулевой поверхностью. Согласно MIL-STD-1797 [6],

фазовое запаздывание, определяемое при всех возможных амплитудах перемещения рычага управления с частотой до 2 рад/с, не должно превышать 60°. Данное требование соответствует Уровню 3 пилотажных характеристик. Для обеспечения Уровня 2 пилотажных характеристик на режимах захода на посадку, максимально допустимое фазовое запаздывание составляет 30°.

Для рассматриваемого самолёта максимально допустимое значение коэффициента  $k_d$  из условия обеспечения фазового запаздывания 60° составляет  $k_{d_{\max 60}} = 2,25 \text{ Н}\cdot\text{с}^2/\text{град}^2$ . Для обеспечения фазового запаздывания 30° на посадочных режимах коэффициент  $k_d$  не должен превышать значения  $k_{d_{30}} = 0,3 \text{ Н}\cdot\text{с}^2/\text{град}^2$ .

Пример ЛАФЧХ тракта управления рулём высоты за счёт отклонения серворуля для режима захода на посадку при коэффициенте демпфирования  $k_d = 2,25 \text{ Н}\cdot\text{с}^2/\text{град}^2$  приведен на рисунке 9.

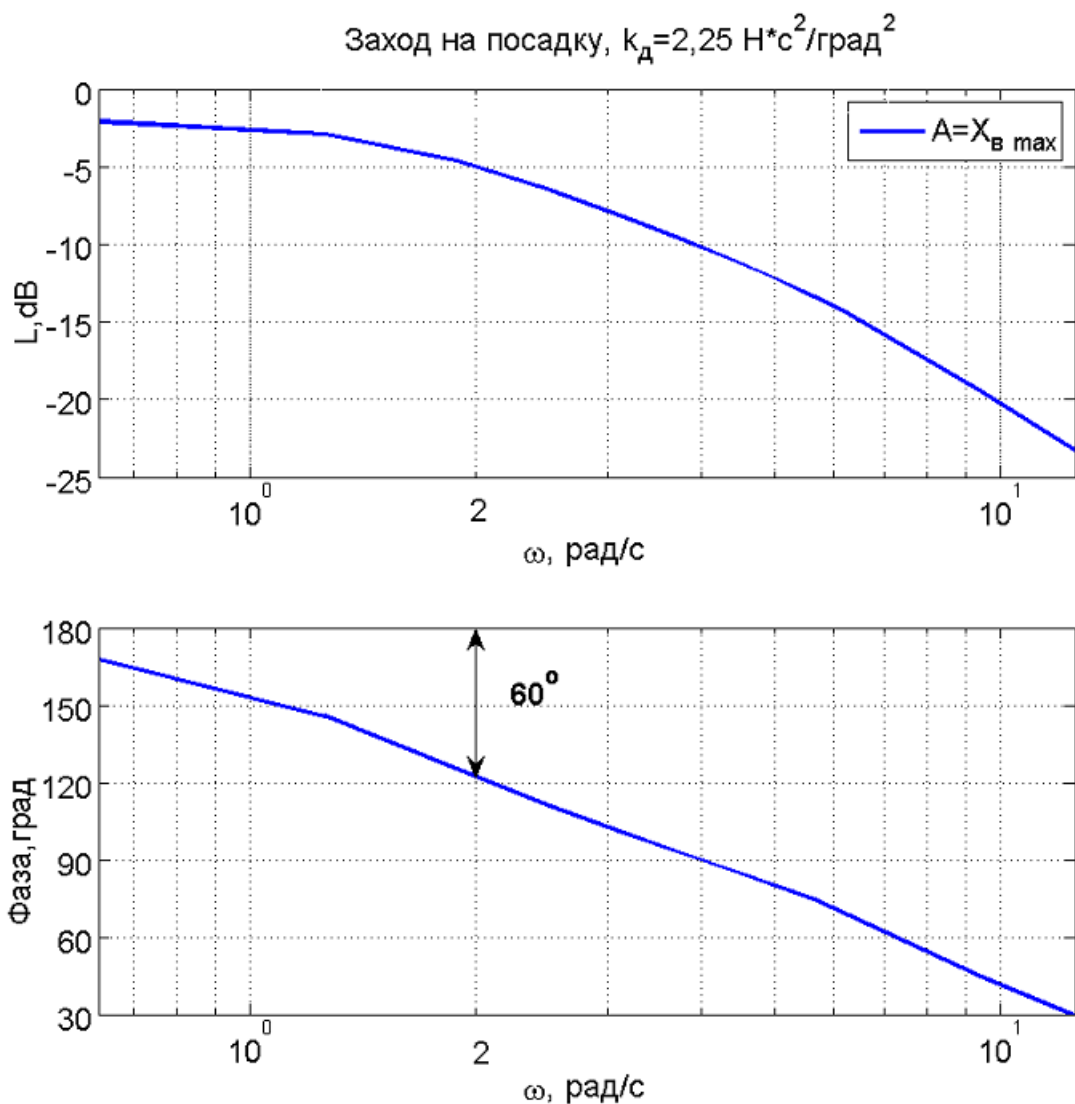


Рисунок 9 – ЛАФЧХ тракта управления рулём высоты за счёт отклонения  
серворуля на режиме захода на посадку

Увеличение коэффициента  $k_d$  приводит к увеличению запаздывания реакции самолёта на управляющее воздействие. При определении максимально допустимого значения коэффициента  $k_d$  необходимо также учитывать условие ограничения максимальной величины времени срабатывания переходного процесса по нормальной перегрузке. В соответствии с требованиями, сформулированными на основе опыта разработки систем управления [7], в отказных ситуациях время срабатывания переходного процесса по нормальной перегрузке не должно

превышать 5 с. Тогда максимально допустимое значение  $k_d$  для рассматриваемого самолёта составляет:  $k_{d\text{макс}} = 25 \text{ Н}\cdot\text{с}^2/\text{град}^2$ .

Минимально допустимые значения коэффициента демпфирования  $k_d$  должны определяться из условий недопущения возникновения флаттера рулевой поверхности.

Выбор оптимального значения коэффициента  $k_d$  с учётом заданных ограничений целесообразно осуществить в ходе стендовых исследований на основании оценок лётного состава. Для этого на пилотажном стенде ЦАГИ были проведены стендовые исследования управляемости самолёта в эксплуатационной области режимов полёта с участием лётчиков-испытателей ЛИИ им. Громова.

На рисунке 10 представлена область допустимых значений коэффициента  $k_d$  с учётом рассмотренных ограничений, а также лётные оценки управляемости самолёта по шкале Купера-Харпера на режиме захода на посадку при различных коэффициентах  $k_d$ . Видно, что при уменьшении коэффициента  $k_d$  управляемость самолёта, по оценкам лётчиков, улучшается. С ростом коэффициента  $k_d$  лётчики отметили повышенную склонность к раскачке самолёта, что объясняется увеличением запаздывания отклонения руля высоты при сервоуправлении. В дальнейшем целесообразно провести дополнительные стендовые исследования управляемости самолёта в режиме сервоуправления с использованием модифицированных критериев оценки явления раскачки самолёта лётчиком [8].



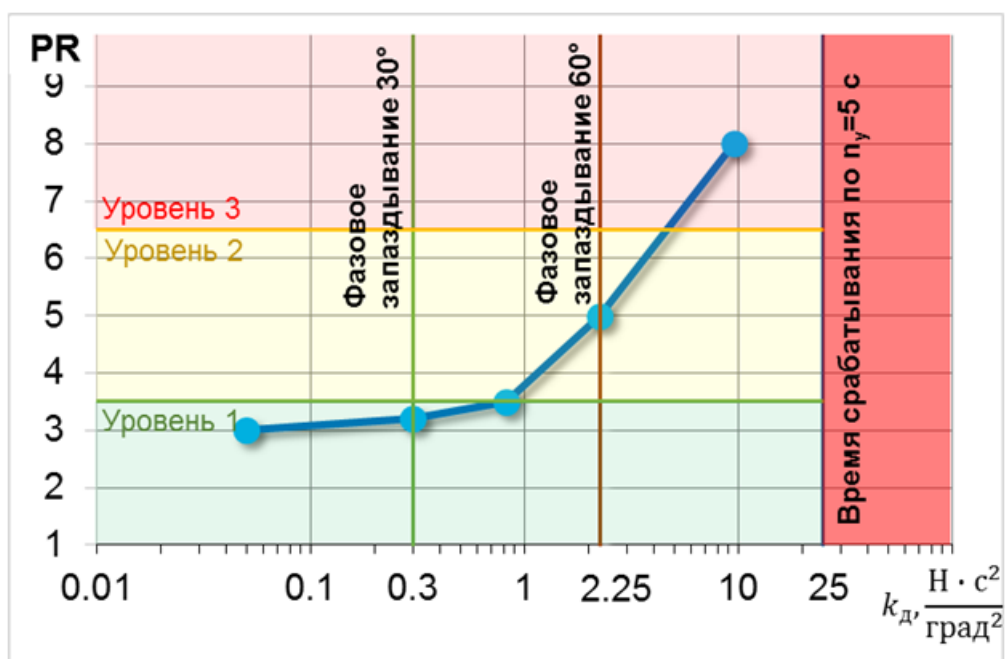


Рисунок 10 – Лётная оценка управляемости самолёта по шкале Купера-

Харпера при различных значениях коэффициента  $k_d$  на режиме захода на посадку

На основании результатов расчётных и стендовых исследований показано, что для обеспечения безопасного завершения полёта на режиме сервоуправления величину коэффициента демпфирования рулевого привода целесообразно выбирать из условия  $k_d \leq 2,25 \text{ Н} \cdot \text{с}^2 / \text{град}^2$ .

Оптимальным с точки зрения характеристик управляемости самолёта представляется выбор коэффициента  $k_d$ , соответствующего фазовому запаздыванию  $30^\circ$  на посадочных режимах (при отсутствии ограничений по флаттеру). Лётная оценка при данном значении коэффициента  $k_d$  соответствует Уровню 1 пилотажных характеристик, также выполняются все рассмотренные требования к управляемости самолёта.

Важным вопросом является определение потребного диапазона углов отклонения серворуля. На самолёте с неподвижным стабилизатором в режиме

аварийного управления эффективности сервоуля должно быть достаточно для балансировки самолёта в пределах эксплуатационной области режимов полёта, а также для создания маневренных возможностей. В соответствии с опытом разработки систем управления [7], для безопасного завершения полёта при аварийном управлении реализуемый диапазон нормальных перегрузок должен составлять не менее 0,8...1,3.

Потребный диапазон углов отклонения сервоуля определяется по результатам расчёта балансировочных зависимостей с заданным приращением нормальной перегрузки (рисунок 11).

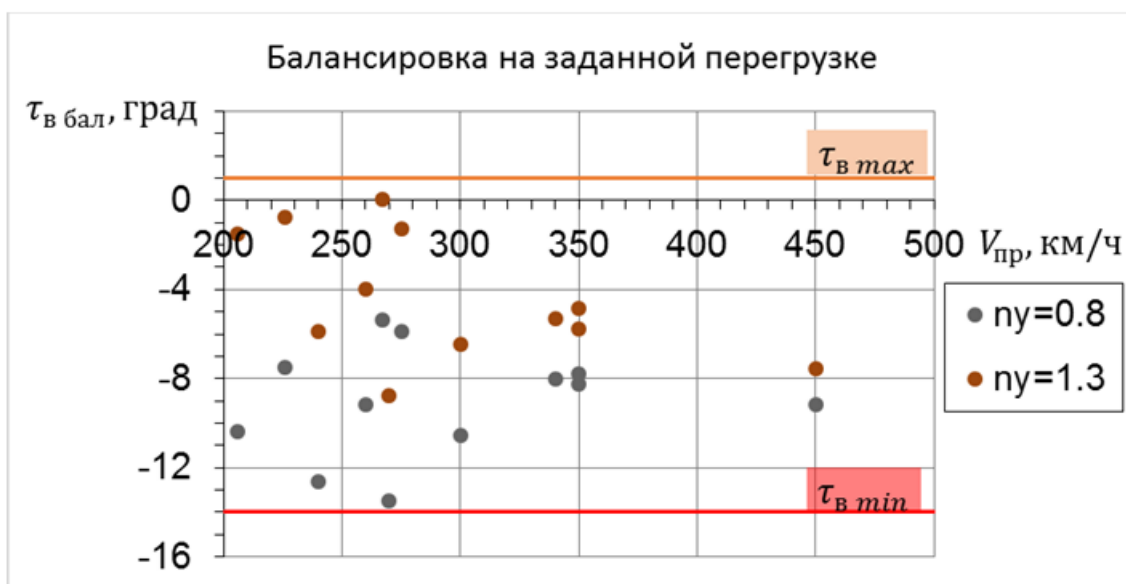


Рисунок 11 – Определение диапазона углов отклонения сервоуля на основе потребных балансировочных отклонений

Для определения требований к усилиям, развиваемым ЭМП сервоуля, оценим соотношение потребных значений шарнирного момента руля высоты и собственного шарнирного момента сервоуля, рассчитанного по формуле (3), при выходе самолёта на заданную перегрузку (рисунок 12).

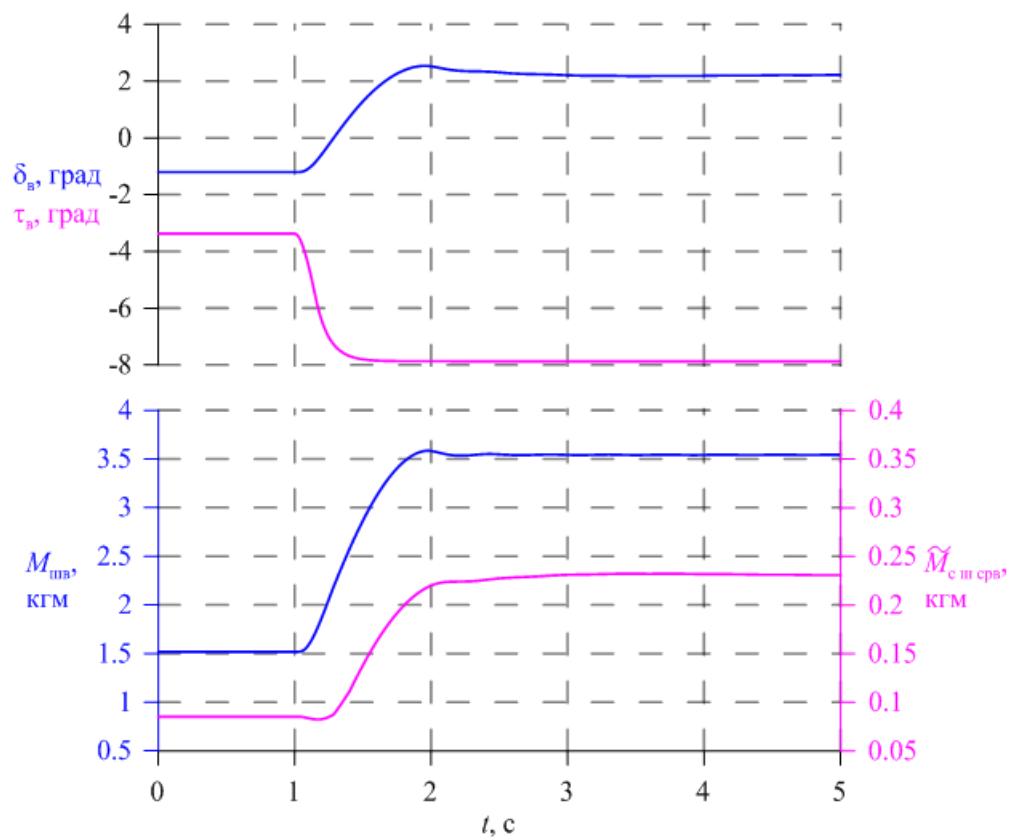


Рисунок 12 – Сравнение потребных значения шарнирных моментов руля высоты и серворуля

Видно, что собственный шарнирный момент серворуля примерно в 15 раз меньше шарнирного момента руля высоты. Как следствие, потребные усилия ЭМП серворуля также значительно меньше, чем для ЭГРП руля высоты.

В основном режиме управления может быть реализовано программное отклонение серворуля по законам (6) или (7) для отслеживания не только балансировочного, но и текущего положения руля высоты в процессе маневров. Как показано на рисунке 13, отклонение серворуля позволяет заметно снизить суммарный шарнирный момент на руле высоты и, тем самым, уменьшить нагрузку на ЭГРП в основном режиме управления.

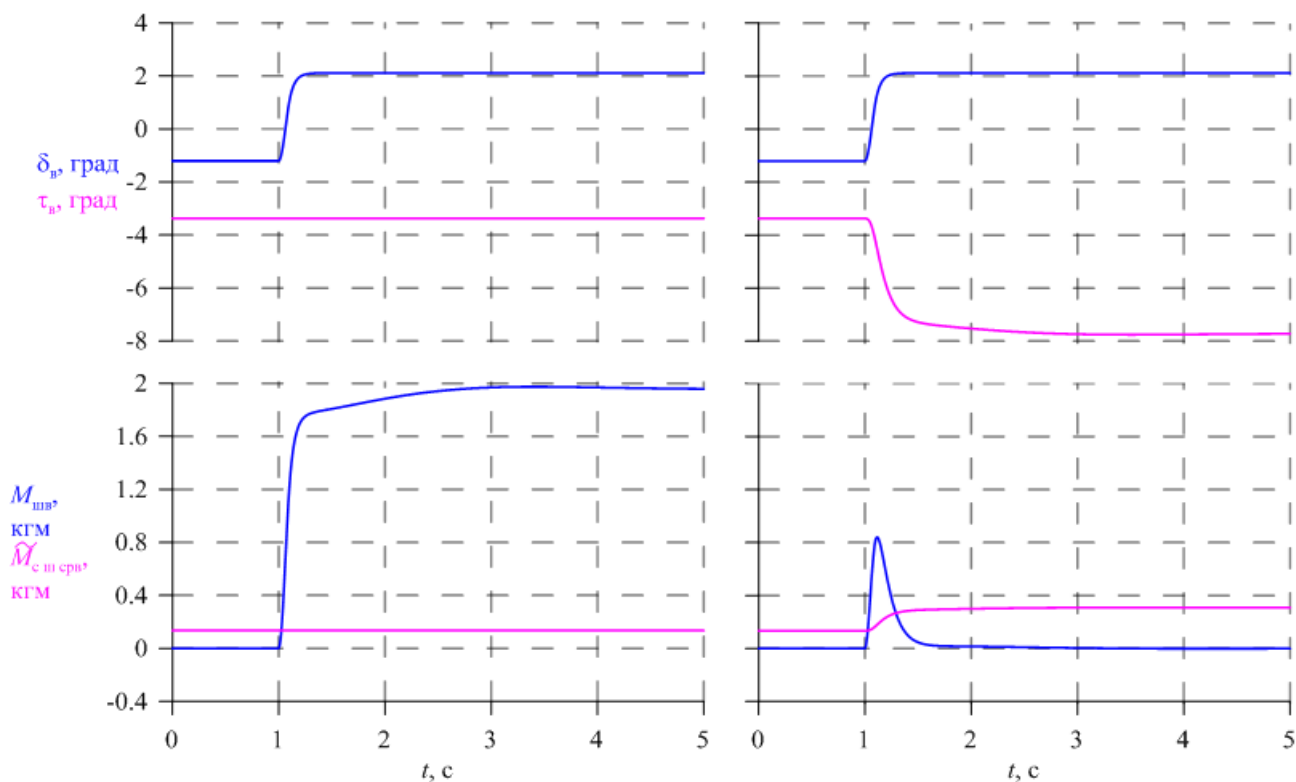


Рисунок 13 – Работа сервоуруля в основном режиме управления без отслеживания положения руля высоты (слева) и с отслеживанием

### Заключение

На основании расчётных исследований и стендовой оценки лётного состава показано, что аварийное сервоуправление в продольном канале обеспечивает характеристики управляемости самолёта, достаточные для безопасного завершения полёта. Сформированы требования к рулевым приводам и алгоритмам системы дистанционного управления для обеспечения заданных характеристик управляемости. Показано, что автоматическое отклонение сервоурулей в режиме основного управления позволяет снизить нагрузку на ЭГРП руля высоты. По сравнению с существующими схемами сервоуправления в продольном канале с механической связью, предлагаемая структура аварийного дистанционного

сервоуправления не требует механического резерва и может быть реализована на перспективном самолёте транспортной категории.

### **Библиографический список**

1. Егер С.М., Матвеев А.М., Шаталов И.А. Основы авиационной техники: - М.: Машиностроение, 2003. – 720 с.
2. MD-88/90 Operations Manual Volume 2. Copyright 2014 Delta Air Lines, Inc. 744 p.
3. 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.
4. Оболенский Ю.Г., Ермаков С.А., Сухоруков Р.В. Введение в проектирование систем авиационных рулевых приводов: учебное пособие. - М.: Окружная газета ЮЗАО, 2011. – 344 с.
5. Руководство для конструкторов. Аэродинамика. Гидромеханика. Прочность. - М: Изд-во Бюро новой техники НКАП, 1943. Т. 1. – 1053 с.
6. Flying Qualities of Piloted Aircraft, MIL-HDBK-1797, US Department of Defense, 19 th December 1997, 722 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. Ефремов А.В., Коровин А.А. Модификация критериев оценки пилотажных характеристик и явления раскачки самолёта лётчиком // Труды МАИ. 2012. № 55.

URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=30131>