

УДК: 629.7

Исследование влияния типа рычага и управляющего сигнала на свойства системы самолет-летчик

Ефремов А.В.* , Александров В.В.* , Валеров К.В.*

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

**e-mail: pvl@mai.ru*

Аннотация

В работе сравниваются два варианта управляющего сигнала, поступающего от ручки управления в систему управления самолетом – усилие (P), прикладываемое к рычагу и его перемещение (X). Показано, а в ходе экспериментальных исследований подтверждено, что в случае использования в качестве управляющего сигнала усилия P , летчиком вводится дополнительное фазовое опережение, достигается более высокая точность управления. В работе исследовано влияние динамики объекта управления, градиента жесткости пружины, влияние типа рычага управления, а также оценивалось различие в характеристиках системы самолет-летчик, получаемое при управлении в продольном и боковом каналах.

Ключевые слова: система самолет-летчик, рычаг управления, частотная характеристика летчика, нервномышечная система.

Введение

Пилотирование практически всех известных ЛА, главным образом на ранних стадиях их создания сопровождалось рядом негативных эффектов взаимодействия летчика и самолета:

- раскачки самолета летчиком;
- высокочастотными колебаниями (явление «ratchet»), возникающими при быстрых маневрах самолета по углу крена;
- биодинамическим резонансом, возникающим при взаимодействии руки и ручки управления при появлении упругих колебаниях конструкции.

Если явление РЮ характеризуется колебаниями на частотах 2-3 1/с, то другие особенности проявляются на значительно больших частотах 14-20 1/с характерных для динамики нервно-мышечной системы и рычага управления.

На самолетах устанавливают разные типы рычагов управления: штурвал, центральная или боковая ручка. В зависимости от сигнала поступающего в тракт управления различают изотонический рычаг, выходной сигнал которого пропорционален перемещению рычага, и изометрический, у которого выходной сигнал – усилия прикладываемые летчиком к рычагу. Известным примером последнего является боковой рычаг самолета истребителя F-16.

К характеристикам рычагов относят их жесткость, демпфирование, нелинейности типа предварительный затяг, зона нечувствительности. Их выбору посвящен ряд работ, основная часть которых [1, 2, 3] посвящена исследованиям, в

которых использовался изотонический рычаг. Полученные здесь рекомендации направлены на выбор характеристик рычага, позволяющего улучшить взаимодействие системы летчика-рычаг управления.

В настоящей работе проводится сравнительные исследования влияния варианта управляющего сигнала пропорционального перемещению или усилию на пилотажные характеристики, типа рычага управления (центральной или боковой ручки), а также их жесткости (т.е. градиента усилия на единицу перемещения P^X).

Теоретическое исследование влияния типа управляющего сигнала

Целью исследования, результаты которого приводятся в настоящей работе, являлось детальное изучение особенностей взаимодействия летчика, его нервномышечной системы и рычага управления. На рис. 1 приведена модель летчика для двух способов передачи управляющего сигнала, поступающего от рычага в тракт управления, в которых «с» усилие, прикладываемое летчиком к рычагу ($c=P$) или его перемещение ($c=X$).

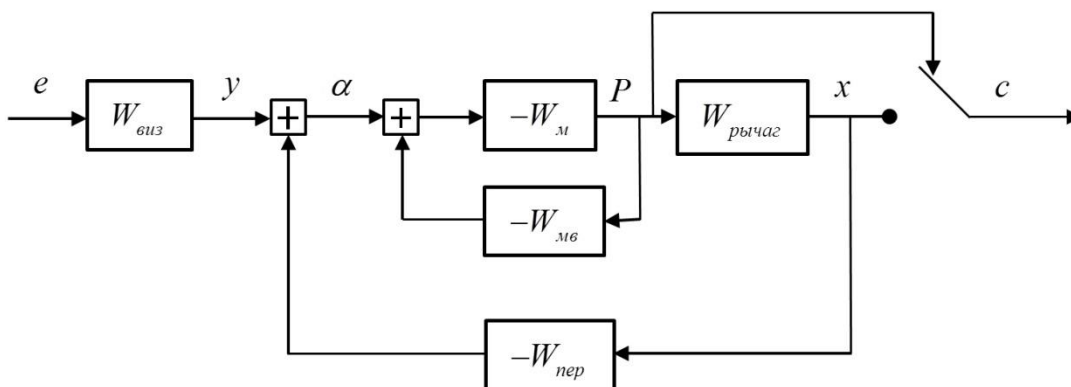


Рисунок 1 – Модель формирования летчиком управляющего сигнала

Здесь W_m - передаточная функция системы мышца-рука (кость),

$$W_m \cong \frac{K_1 e^{-\tau_a p}}{(1 + T_N p) \left(1 + \frac{2\xi_a}{\omega_a} p + \frac{p^2}{\omega_a^2}\right)}. \quad W_{m6} - \text{ передаточная функция мышечного веретена,}$$

$$W_{m6} \cong \frac{K_{sp} (p + z_{sp})}{(p + P_{sp})} e^{-p\tau}. \quad W_{nep} - \text{ передаточная функция сенсора перемещения руки и}$$

$$\text{рычага, } W_{nep} = K_j e^{-\tau_j p}.$$

$$W_{рычаг} = \frac{K_{FS}}{1 + \frac{2\xi_{FS}}{\omega_{FS}} + \frac{\omega^2}{\omega_{FS}^2}}.$$

В случае, когда $c=P$ связь усилия P с сигналом α , поступающим по α -моторному нерву из центральной нервной системы, имеет вид

$$\frac{P}{\alpha} = \frac{K_{NM} \left(1 + \frac{P}{P_{sp}}\right) e^{-\tau_{NM} p}}{(1 + T_{N'} p) \left(1 + 2 \frac{\xi_{N'}}{\omega_{N'}} p + \left(\frac{P}{\omega_{N'}}\right)^2\right)}.$$

Если рычаг управления не перемещается, то эта передаточная функция и определяет динамику нервномышечной системы. Однако при подвижном рычаге его динамика объединяется с динамикой сенсора перемещения W_{nep} в обратной связи модели нервномышечной системы, приведенной на рис. 2.

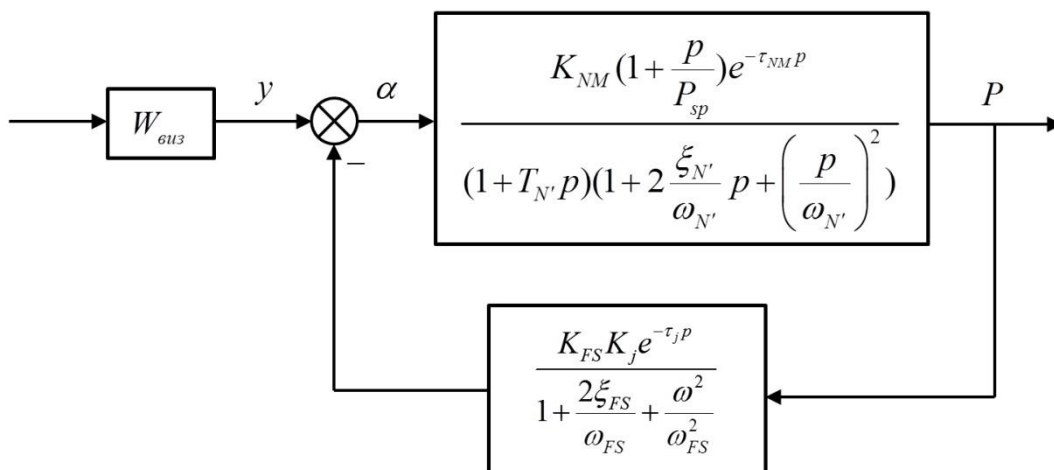


Рисунок 2 – Модель нервномышечной системы

В этом случае модель нервномышечной системы

$$\frac{P}{y} = \frac{(1 + \frac{p}{P_{sp}}) (1 + \frac{2\xi_{FS} p}{\omega_{FS}} + (\frac{p}{\omega_{FS}})^2)}{(1 + T_{N'} p) (1 + 2 \frac{\xi_{N'}}{\omega_{N'}} p + (\frac{p}{\omega_{N'}})^2) (1 + \frac{2\xi_{FS}' p}{\omega_{FS}'} + (\frac{p}{\omega_{FS}'}^2))}. \quad (1)$$

В случае, если сигнал $c=x$, то модель этой системы имеет вид:

$$\frac{x}{y} = \frac{1 + \frac{p}{P_{sp}}}{(1 + T_{N'} p) (1 + 2 \frac{\xi_{N'}}{\omega_{N'}} p + (\frac{p}{\omega_{N'}})^2) (1 + \frac{2\xi_{FS}' p}{\omega_{FS}'} + (\frac{p}{\omega_{FS}'}^2))}. \quad (2)$$

Как видно, различием в моделях (1) и (2) является дополнительное опережение в виде звена второго порядка, которое вводит летчик в случае, если $c=P$, что упрощает поведение летчика и в целом должно сказаться на улучшении свойств системы самолет-летчик.

С целью проверки этого предположения была проведена серия экспериментов на пилотажном стенде, в которых летчик выполнял задачу компенсаторного слежения в продольном, а также боковом канале. Результаты исследований в продольном канале, выполненных для боковой ручки и для объектов управления,

пилотажные характеристики которых в продольном канале принадлежали первому и второму уровню пилотажных оценок (конфигурации НР-2.1 и НР-5.10, соответственно из базы данных Nave PIO) приведены на рис. 3, 4.

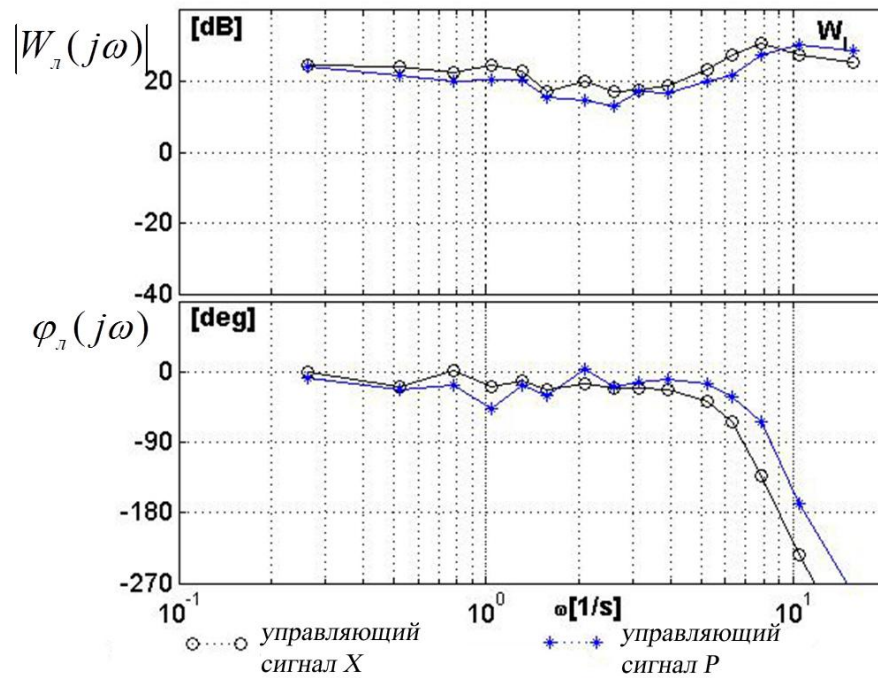


Рисунок 3 – Частотная характеристика летчика для конфигурации НР-2.1

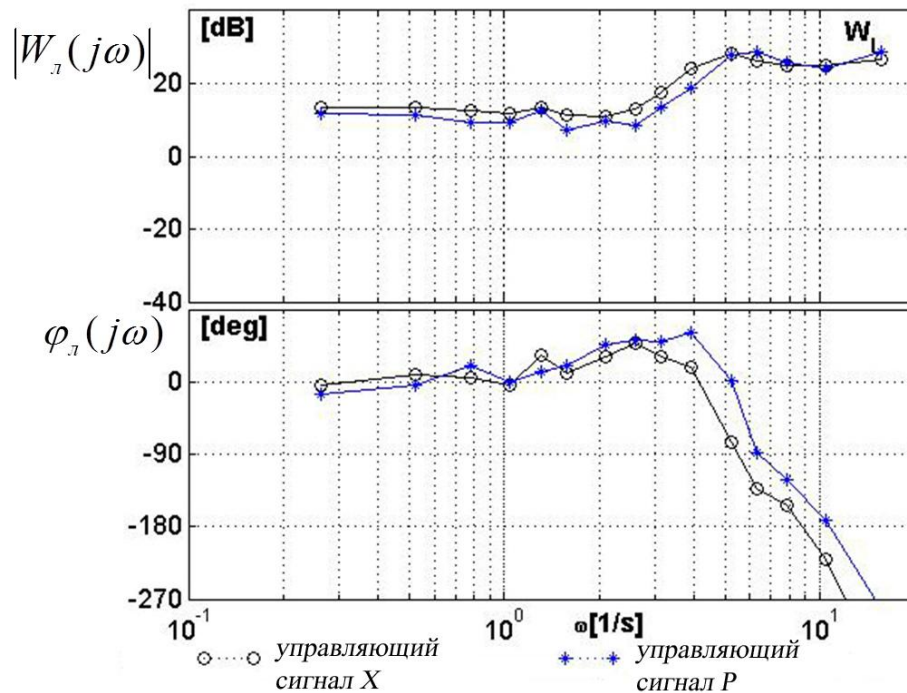


Рисунок 4 – Частотная характеристика летчика для конфигурации НР-5.10

Как видно, при использовании изометрического рычага ($c=P$) отмечается значительный рост вводимого летчиком фазового опережения. При использовании боковой ручки на частоте $\omega = 10 \frac{1}{c}$, такое фазовое опережение для градиентов жесткости пружины ($P^x = 0.25 \div 0.5$ даН/см) колеблется для случая конфигурации НР-2.1 в диапазоне $120 \div 125^0$. Эффект такого роста можно оценить снижением времени запаздывания на ~ 0.2 с. При увеличении жесткости до $P^x = 2$ даН/см величина $\Delta\varphi$ уменьшается до $65 \div 70^0$. Кроме этого, при использовании изометрического рычага происходит уменьшение дисперсии ошибки в $1.3 \div 1.4$ раза, а также рост полосы пропускания замкнутой системы. При использовании изотонической центральной ручки управления в сочетании с передачей усилия как управляющего сигнала сопровождается уменьшением ошибки слежения на $40 \div 70$ % (при разных жесткостях P^x). Влияние типа управляющего сигнала на вводимое летчиком фазовое опережение для центральной ручки несколько меньше. Для объекта НР-2.1 влияние $\Delta\varphi$ на частоте $\omega = 10 \frac{1}{c}$ соответствует $50 \div 70^0$, что соответствует величине $\Delta\tau = 0.1$ с при управлении объектом 5.10. Для конфигурации первого уровня пилотажных характеристик (НР-2.1) заметно также смещение резонансного пика нервномышечной системы летчика в область более высоких частот при использовании изометрического рычага. Ухудшение динамики объекта управления (объект НР-5.10) сопровождается помимо роста ошибки слежения уменьшением дополнительного фазового опережения $\Delta\varphi = \tau\omega \cdot 57.3$ при переходе на изотонический

боковой рычаг. При этом величина $\Delta\varphi$ достигает лишь значений $40\div 30^0$, что соответствует $\Delta\tau = 0.05\div 0.07$ с. Аналогичные закономерности наблюдаются и при использовании центральной ручки управления. В целом сравнение точности пилотирования при использовании центральной и боковой ручки показало, что дисперсии ошибки σ_e^2 примерно одинаковые.

Одной из характеристик рычага управления является жесткость P^X , определяющая собственную частоту передаточной функции $W_{\text{рычаг}}$. С целью оценки ее влияния на показатели системы самолет-летчик была проведена серия экспериментов в продольном канале, показавшая, что увеличение жесткости с 0.58 дин/см до 2.8 дин/см практически не сказывается на точности пилотирования и на фазовую частотную характеристику летчика. При управлении боковой ручкой с меньшей жесткостью характерным является несколько большие резонансные пики замкнутой системы самолет-летчик (рис. 5). При управлении изометрическим рычагом значения этих пиков наименьшие.

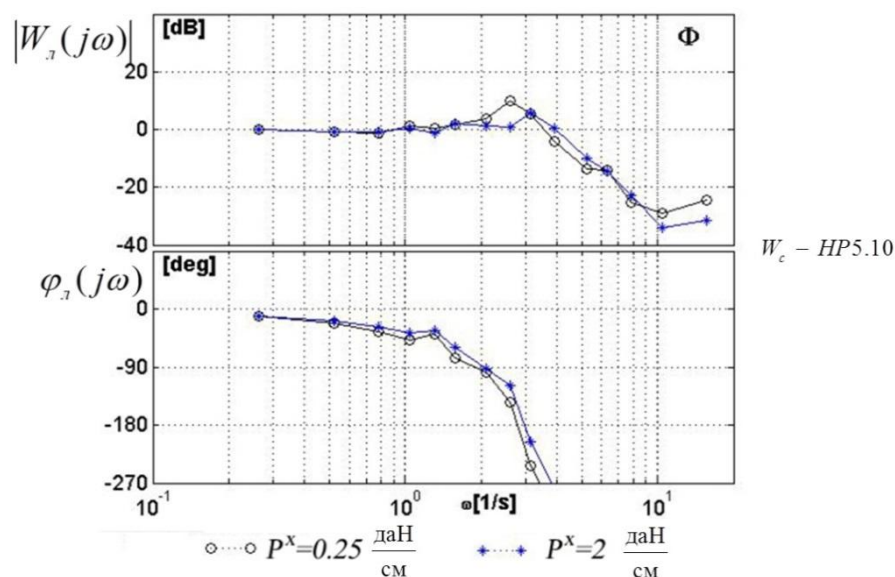


Рисунок 5 – Влияние жесткости пружины на частотные характеристики летчика

Качественно такие же результаты получаются и при использовании в экспериментах центрального рычага управления.

Влияние канала управления

В работе была проведена серия экспериментов по выявлению различных частотных характеристик, получаемых в боковом и продольном каналах управления. Перемещение рычага управления в этих каналах управления осуществляется различными суставами руки оператора. В продольном канале перемещение осуществляется путем поступательного движения согнутой в локтевом суставе руки. При управлении в боковом канале перемещение боковой ручки осуществляется путем вращения сжатой ладони, осуществляемого кистевым суставом, в то время как центральная ручка перемещается в основном за счет движений в боковой плоскости локтевой части руки. Для оценки влияния этих разных способов перемещения рычагов в работе была проведена серия экспериментов на пилотажном стенде при одинаковой динамике объекта управления в продольном и боковом каналах. Были рассмотрены два объекта управления, первый из них, $W_c = \frac{K}{p}$, близок к оптимальному (для условий задачи одноконтурного компенсаторного слежения), динамика второго объекта – $W_c = \frac{K}{p(0.25p+1)}$. Результаты экспериментальных исследований, выполненных для боковой ручки приведены на рис. 6, 7.

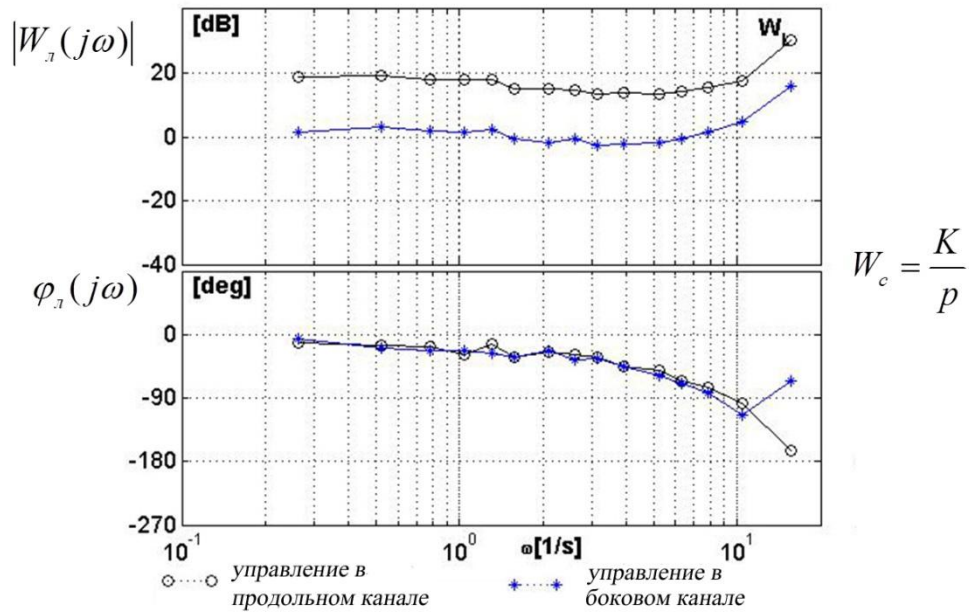


Рисунок 6 – Влияние канала управления на частотные характеристики летчика

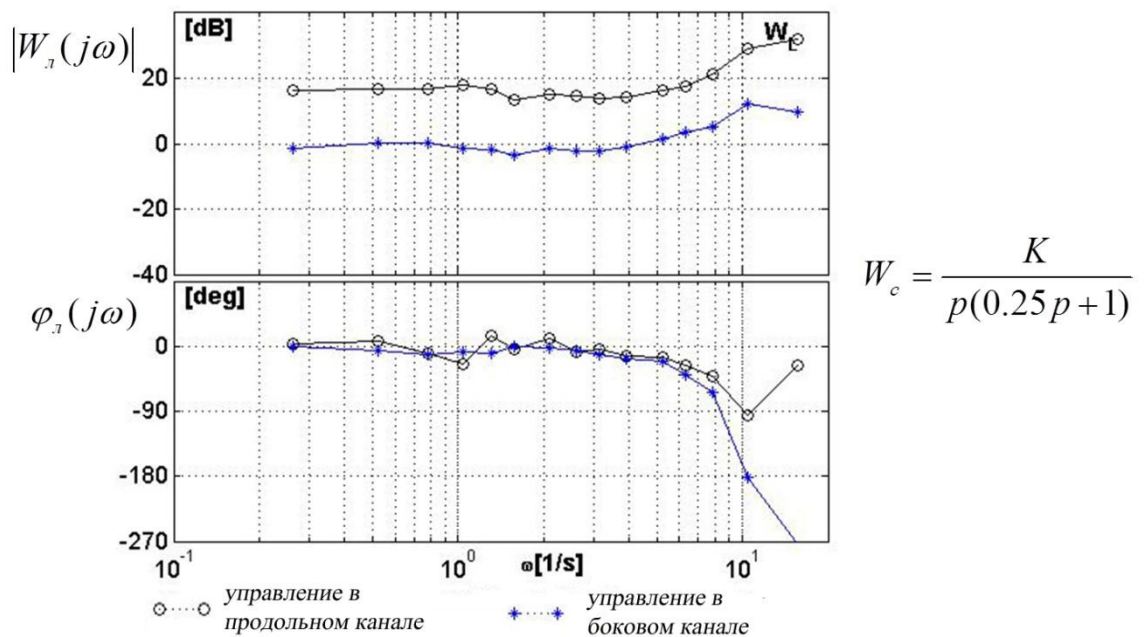


Рисунок 7 – Влияние канала управления на частотные характеристики летчика

Анализ этих результатов показывает, что для объекта $W_c = \frac{K}{p}$ фазовые характеристики летчика в широком диапазоне частот практически совпадают друг с другом. На частоте $\omega = 10 \frac{1}{c}$ различие составляет 16° . При управлении объектом

$W_c = \frac{K}{p(0.3p+1)}$ это различие увеличивается до 90° . В терминах звена запаздывания

эффект роста фазового запаздывания соответствует $\Delta\tau = 0.03$ с при управлении

объектом $W_c = \frac{K}{p}$ и 0.15 с при управлении объектом $W_c = \frac{K}{p(0.3p+1)}$.

Таким образом, управление боковой ручкой требует выполнения вращательного движения кисти и всегда сопровождается ростом вводимого летчиком фазового запаздывания. Необходимо также отметить, что резонансный пик частотной характеристики летчика в области высоких частот при управлении в боковом канале смещен на меньшие частоты по сравнению со случаем перемещения рычага в продольном канале. При использовании центрального рычага настоящий эффект не наблюдается. Характерным результатом является также большая величина относительной ошибки слежения $\frac{\sigma_e^2}{\sigma_i^2}$ в боковом канале по сравнению с продольным каналом примерно на 40%. Экспериментальные исследования задачи компенсаторного слежения по углу крена показали, что, также как и в продольном канале, использование изометрического рычага приводит к уменьшению фазового запаздывания (рис. 8).

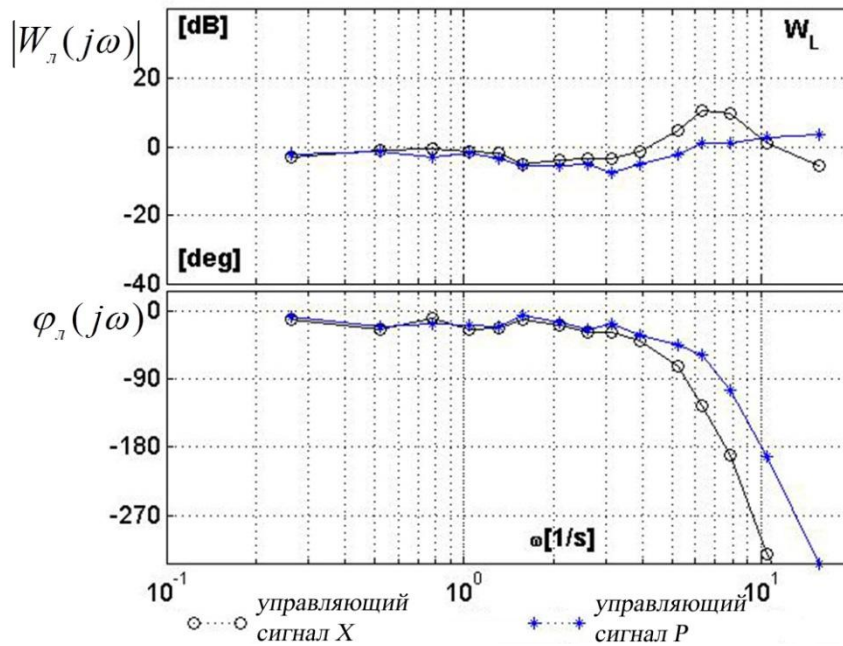


Рисунок 8 – Частотные характеристики летчика

Величина такого уменьшения превышает значения $\Delta\varphi$, получаемые в продольном канале. Эти значения приведены на рис. 9 для разных объектов управления и градиентов жесткости пружины P^X . Увеличение жесткости пружины приводит к снижению отмеченного эффекта. Использование изометрического рычага позволяет также добиться более высокой точности. В частности, при управлении объектами с передаточными функциями $W_c = \frac{K}{p(0.25p+1)}$ и

$W_c = \frac{K}{p(0.25p+1)} e^{-0.07p}$ дисперсия ошибки слежения уменьшается в 1.5 ÷ 1.6 раза.

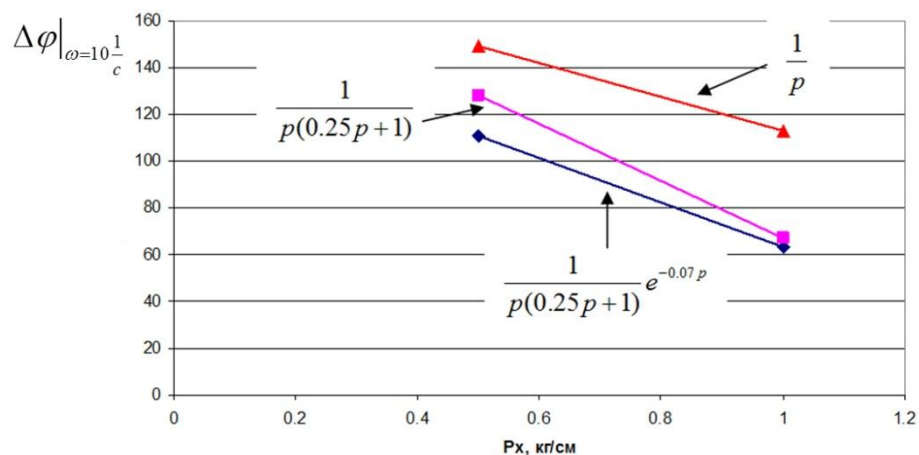


Рисунок 9 – Влияние объектов управления и градиентов жесткости пружины на фазовое опережение

Заключение

В работе показано, что, как в продольном, так и боковом каналах управления, использование в качестве управляющего сигнала усилия, прикладываемые к рычагу управления, приводит к повышению точности управления, снижению фазового запаздывания в действиях летчика. Показано, что при ухудшении динамики объекта управления степень проявления этих эффектов увеличивается. В экспериментах на пилотажном стенде установлено также, что управление в боковом канале сопровождается ростом вводимого летчиком запаздывания, которое может достигать 0.15 с.

Библиографический список

1. Hess R.A. Analyzing manipulator and feel system effects in aircraft flight control // IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, 1990, vol.20, no 4, pp. 923-931.

2. Lee B.P., Rodchenko V.V., Zaichik L.E. An approach to feel system characteristics selection // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. AIAA Paper № 2004-5362.
3. Rodchenko, V.V., Zaichik, L.E., Yashin Y.P. Similarity criteria for manipulator loading and control sensitivity characteristics // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 1998, vol. 21, no.2, pp. 307-314.
4. Zaychik L.E., Grinev K.N., Yashin Y.P., Sorokin S.A. Effect of Feel System Characteristics on Pilot Model Parameters // Proceedings of the 1st IFAC Conference on Cyber-Physical & Human-Systems. Florianapolis. Brazil. Dec. 7-9, 2016, pp. 165-170.
5. Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Предтеченский А.Н., Родченко В.В. Летчик как динамическая система. - М.: Машиностроение, 1992. - 331 с.
6. Johnston D.E., Aponso B.L. Design considerations of manipulator and feel system characteristics in roll tracking. NASA-CR-4111, 1988, 238 p.
7. Евдокименков В.Н., Ким Р.В., Якименко В.А. Согласование технического и биологического сегментов эргатической системы «самолет-летчик» с использованием нейросетевого подхода // Труды МАИ. 2016. № 89. URL: <https://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=73313>
8. McRuer D.T., Krendel E.S. Mathematical models of human pilot behavior. AGARD-AG-188, 1974, 84 p.
9. Hess R.A Structural model of the adaptive human pilot // Journal of Guidance and Control, 1979, vol. 3, no. 5, pp. 415-423.