

УДК 681.517

Формирование требований к динамическим характеристикам и базовым параметрам контуров управления рулевого привода перспективного маневренного самолета

Кузнецов И. П.^{1*}, Паршин А. А.¹, Халецкий Л. В.^{2}, Шитов В. Ю.^{3**}**

¹*Павловский Машиностроительный завод «Восход»,
ул. Коммунистическая, 78а, Павлово, 606100, Россия*

²*Центральный аэрогидродинамический институт,
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, 140180, Россия*

³*Научно-исследовательский институт «Гириконд»,
ул. Курчатова, 10, Санкт-Петербург, 194223, Россия*

**e-mail: voskhod@sinn.ru*

***e-mail: tsagi_19@mail.ru*

****e-mail: swu08@mail.ru*

Аннотация

Рассматриваются основные проблемы, возникающие при разработке рулевого привода перспективного маневренного самолета, связанные с формированием технически обоснованных требований к его динамическим характеристикам и основным базовым параметрам. На примере проекта рулевого привода рассматриваются основные методические подходы по выбору значений базовых параметров контуров его управления для перспективного маневренного самолета с аэродинамически неустойчивой компоновкой, обеспечивающих требуемую динамику замкнутой системы «самолет-система управления полетом – рулевой привод».

Ключевые слова: маневренный самолет, аэродинамическая неустойчивость, компоновка, система дистанционного управления (СДУ), амплитудно-фазовые частотные характеристики (АФЧХ), электрогидравлический рулевой привод (ЭГРП), сервопривод.

Введение

Активное внедрение в практику создания перспективных маневренных самолетов концепции аэродинамически неустойчивой компоновки приводит к необходимости разработки методического обеспечения требований по устойчивости замкнутой системы «самолет-система управления полетом (СУП)» в области малых и больших возмущений. При этом наиболее предпочтительным вариантом СУП являются получившие в последнее время широкое развитие цифровые электродистанционные системы управления (СДУ), исполнительной частью которых являются электрогидравлические рулевые приводы (ЭГРП) [1, 3].

Принципиальное наличие в ЭГРП различного рода нелинейностей [2, 3] типа зон нечувствительности, трения, люфтов, ограничения скорости перемещения выходных звеньев (отклонения органов управления) и других может привести к возникновению устойчивых и неустойчивых предельных циклов (автоколебаний) в замкнутом контуре «самолет – привод – СДУ». Уровни амплитуд предельных циклов могут превышать как пороги чувствительности летчика и, как следствие, вызывать у него отрицательную оценку в пилотировании самолета, так и предельно допустимые углы атаки (α) и перегрузки (n_y).

При этом одной из основных проблем, определяющих основные базовые параметры и функциональную структуру привода, является обеспечение

устойчивости и управляемости самолета с СДУ в области малых входных сигналов (возмущений) управления. Наибольшую остроту данная проблема приобретает для продольного канала управления маневренного самолета с аэродинамически неустойчивой компоновкой ($\sigma_n > 0$) и высокой эффективностью органов управления (главным образом горизонтального оперения (ГО)), при воздействии внешних аэродинамических нагрузок в виде шарнирного момента

В этом случае в качестве основных функциональных требований с точки зрения формирования структуры рулевого привода следует рассматривать:

– обеспечение динамической точности привода в области малых входных сигналов ($\sim 0.1\%$) путем достижения необходимой степени линейности регулировочных характеристик гидрораспределителей и высокой стабильности функциональных характеристик привода при стационарных и нестационарных возмущающих воздействиях;

– минимизация нелинейностей в механических и гидравлических элементах привода, обеспечивающих подавление автоколебательных режимов в замкнутом контуре «самолет – СДУ – рулевой привод».

Следует заметить, что поскольку полностью устранить нелинейности в приводе не представляется возможным, то необходимым условием успешного проектирования привода является формирование обоснованных требований к его основным функциональным характеристикам на основе анализа совместной работы системы «самолет – привод – СДУ».

Рассмотрим решение задачи синтеза требований к динамике привода на примере системы «СДУ – самолет – рулевой привод ГО» применительно к самолету с одним органом управления в продольном канале – горизонтальным оперением.

В этом случае систему регулирования можно представить в виде замкнутого контура с линейной частью, в которую включаются динамика самолета как твердого тела и функционал закона управления, реализуемый в СДУ, и нелинейного блока динамики ЭГРП, зависящей от амплитуды $a_{вх}$ входного сигнала $\delta_{вх}$. Схема указанного контура управления представлена на рис. 1, где введены следующие обозначения:

- X_p – сигнал перемещения ручки управления самолетом (РУС) летчиком;
- $K_{ш}$ – коэффициент передачи РУС;
- $W_{пф}(s)$ – передаточная функция префильтра РУС;
- δ_k – командный сигнал управления для замкнутого контура;
- $\delta_{о.с}$ – суммарный сигнал обратных связей по параметрам движения самолета, преобразованный в вычислителе СДУ;
- $\delta_{вх}$ – входной сигнал ЭГРП.
- α, n_y, ω_z – параметры продольного движения самолета.

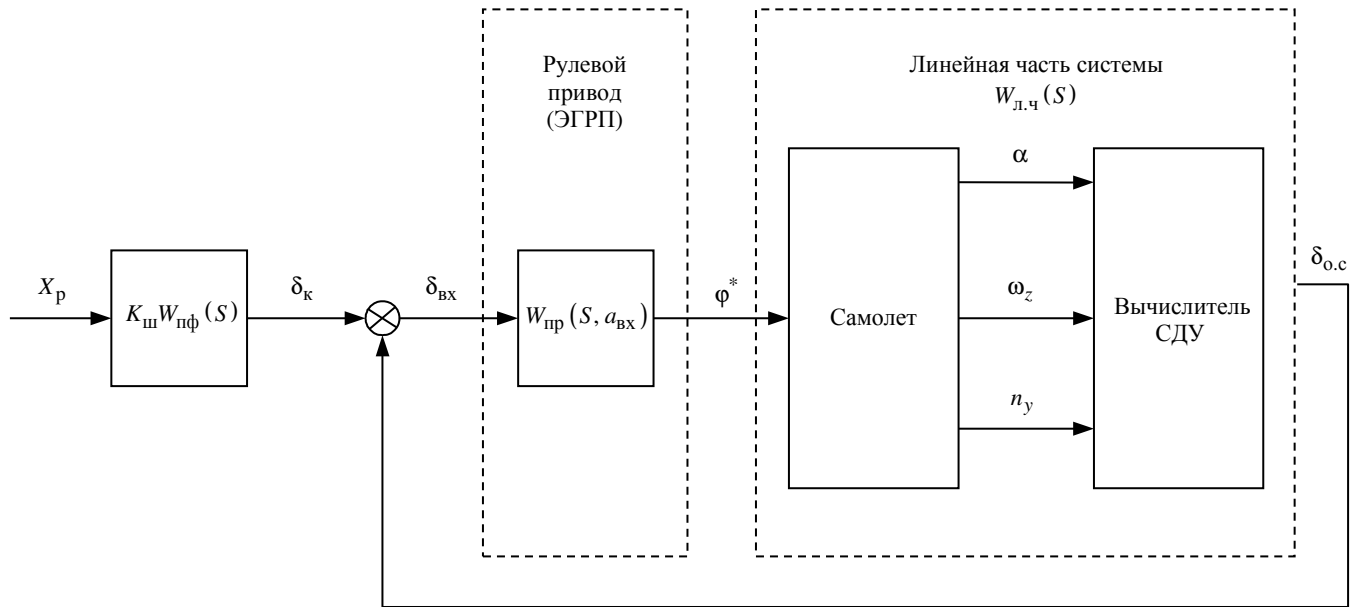


Рисунок 1

Тогда характеристическое уравнение замкнутой системы «самолет – СДУ – привод» будет иметь вид

$$W_{л.ч}(S)W_{пр}(S, a_{вх}) - 1 = 0,$$

где $W_{л.ч}(S)$ – передаточная функция линейной части системы; $W_{пр}(S, a_{вх})$ – передаточная функция рулевого привода при разных амплитудах входного сигнала ($a_{вх}$).

На границе устойчивости необходимая амплитудно-фазовая частотная характеристика (АФЧХ) ЭГРП соответствует обратной АФЧХ линейной части системы:

$$W_{пр}(S, a_{вх}) = \frac{1}{W_{л.ч}(S)}.$$

Типичное поведение АФЧХ линейной части при статически устойчивом по перегрузке самолете ($\sigma_n < 0$), нейтральном ($\sigma_n = 0$) и неустойчивом ($\sigma_n > 0$)

представлено на рис. 2 [3]. Эти характеристики можно рассматривать как АФЧХ

разомкнутого контура с идеальным рулевым приводом, т. е. при $W_{пр}(S, a_{вх})=1$.

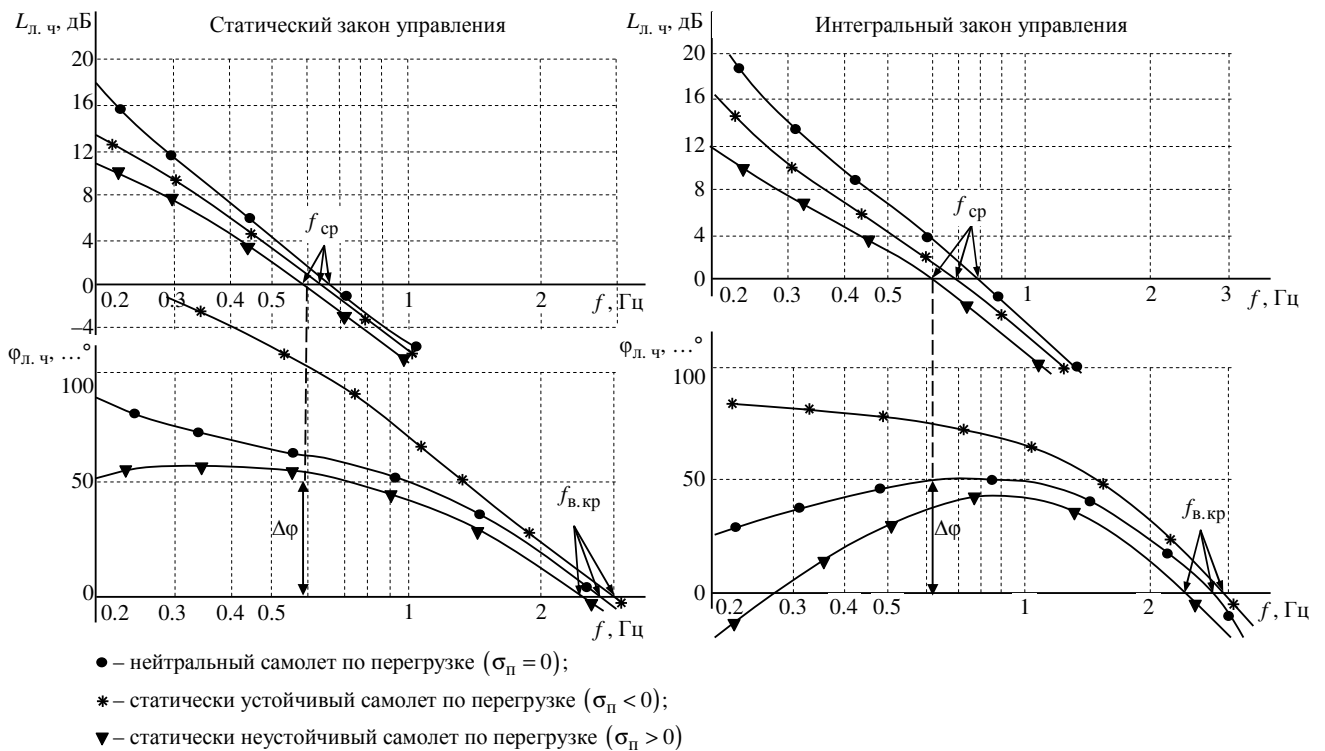


Рисунок 2

Следует заметить, что значение верхней критической частоты $f_{в.кр}$ этого контура, определяемое по достижении фазой нулевого значения, практически слабо зависит от степени продольной устойчивости самолета (σ_n) и может лежать в диапазоне $f_{в.кр} = 2...5$ Гц в зависимости от динамических свойств самолета и способов фильтрации сигналов упругих колебаний его конструкции.

В соответствии с критерием устойчивости систем Найквиста [1, 3] при устойчивой аэродинамической компоновке самолета ($\sigma_n < 0$) необходимо, чтобы на критической частоте $\omega_{в.кр}$ замкнутого контура, определяемой соотношением

$$\Phi_{пр}(\omega_{в.кр}) = -\Phi_{л.ч}(\omega_{в.кр}),$$

$$\omega_{в.кр} = 2\pi f_{в.кр} \quad (1)$$

было выполнено следующее соотношение между амплитудно-частотными характеристиками (АЧХ) рулевого привода и линейной части системы управления:

$$\text{Lm}(A_{\text{пр}}(\omega_{\text{в.кр}})) < -\text{Lm}(A_{\text{л.ч}}(\omega_{\text{в.кр}})), \quad (2)$$

где $\text{Lm}(A_{\text{пр}}(\omega))$, $\text{Lm}(A_{\text{л.ч}}(\omega))$ – логарифмические амплитудные частотные характеристики, соответственно, рулевого привода и линейной части системы; $\varphi_{\text{пр}}(\omega)$, $\varphi_{\text{л.ч}}(\omega)$ – соответствующие им фазовые частотные характеристики; $\omega_{\text{в.кр}}$ – верхнее значение критической частоты замкнутого контура «самолет – СДУ – привод» ($f_{\text{в.кр}}$, рис. 2).

При аэродинамически неустойчивой компоновке самолета один полюс передаточной функции $W_{\text{л.ч}}(S)$ находится в правой полуплоскости, поэтому при исследовании устойчивости системы соответствующим образом изменяется условие устойчивости системы «самолет – привод – СДУ». В этом случае имеется не одна, а две границы устойчивости по коэффициенту усиления контура: верхняя и нижняя. Для нижней границы устойчивости должно на некоторой частоте (рис. 2) $f_{\text{кр}0} < f_{\text{в.кр}}$, определяемой выражением (1), должно выполняться следующее условие:

$$\begin{aligned} \text{Lm}(A_{\text{пр}}(\omega_{\text{кр}0})) &< -\text{Lm}(A_{\text{л.ч}}(\omega_{\text{кр}0})), \\ \omega_{\text{в.кр}0} &= 2\pi f_{\text{в.кр}0}. \end{aligned} \quad (3)$$

Условия (2) и (3) являются соотношениями между амплитудно-частотными характеристиками, определяющими устойчивость системы управления. Условие устойчивости системы контура управления для самолета с аэродинамически неустойчивой компоновкой в области фазочастотных характеристик можно сформулировать следующим образом:

$$\varphi_{\text{пр}}(\omega_{\text{ср}}) > -\varphi_{\text{л.ч}}(\omega_{\text{ср}}),$$

$$\omega_{\text{ср}} = 2\pi f_{\text{ср}} \quad (4)$$

на частоте среза $f_{\text{ср}}$ (рис. 2), определяемой соотношением

$$\text{Lm}(A_{\text{пр}}(\omega_{\text{ср}})) < -\text{Lm}(A_{\text{л.ч}}(\omega_{\text{ср}})) \quad (5)$$

С учетом зависимости динамических свойств привода от уровня входного сигнала $\delta_{\text{вх}}$ условие границы устойчивости исследуемой системы можно записать в следующем виде:

$$\text{Lm}(A_{\text{пр}}(a_{\text{вх}}, \omega)) < -\text{Lm}(A_{\text{л.ч}}(\omega)); \quad (6)$$

$$\varphi_{\text{пр}}(a_{\text{вх}}, \omega) = -\varphi_{\text{л.ч}}(\omega).$$

Для приближенной оценки устойчивости описанной системы самолета с СДУ и рулевым приводом, а также параметров возможных автоколебаний целесообразно использовать метод фазовой границы устойчивости (ФГУ) [3], который отличается физической наглядностью и простотой. На рис. 3 показано применение указанного метода к решению задачи синтеза технических требований к динамике рулевого привода. На семейства АЧХ рулевого привода $\text{Lm}(A_{\text{пр}}(a_{\text{вх}}, \omega))$ и его ФЧХ $\varphi_{\text{пр}}(a_{\text{вх}}, \omega)$ наложены, соответственно, обратные АЧХ и ФЧХ линейной части системы. Затем известным способом [3] строится ФГУ. По точке пересечения $-\varphi_{\text{л.ч}}(\omega)$ определяются амплитуда предельного цикла $a_{\text{вх}0}$ и его частота $f_{\text{ак}}$. По известному значению $a_{\text{вх}0}$ определяются амплитуда автоколебаний органа управления полетом

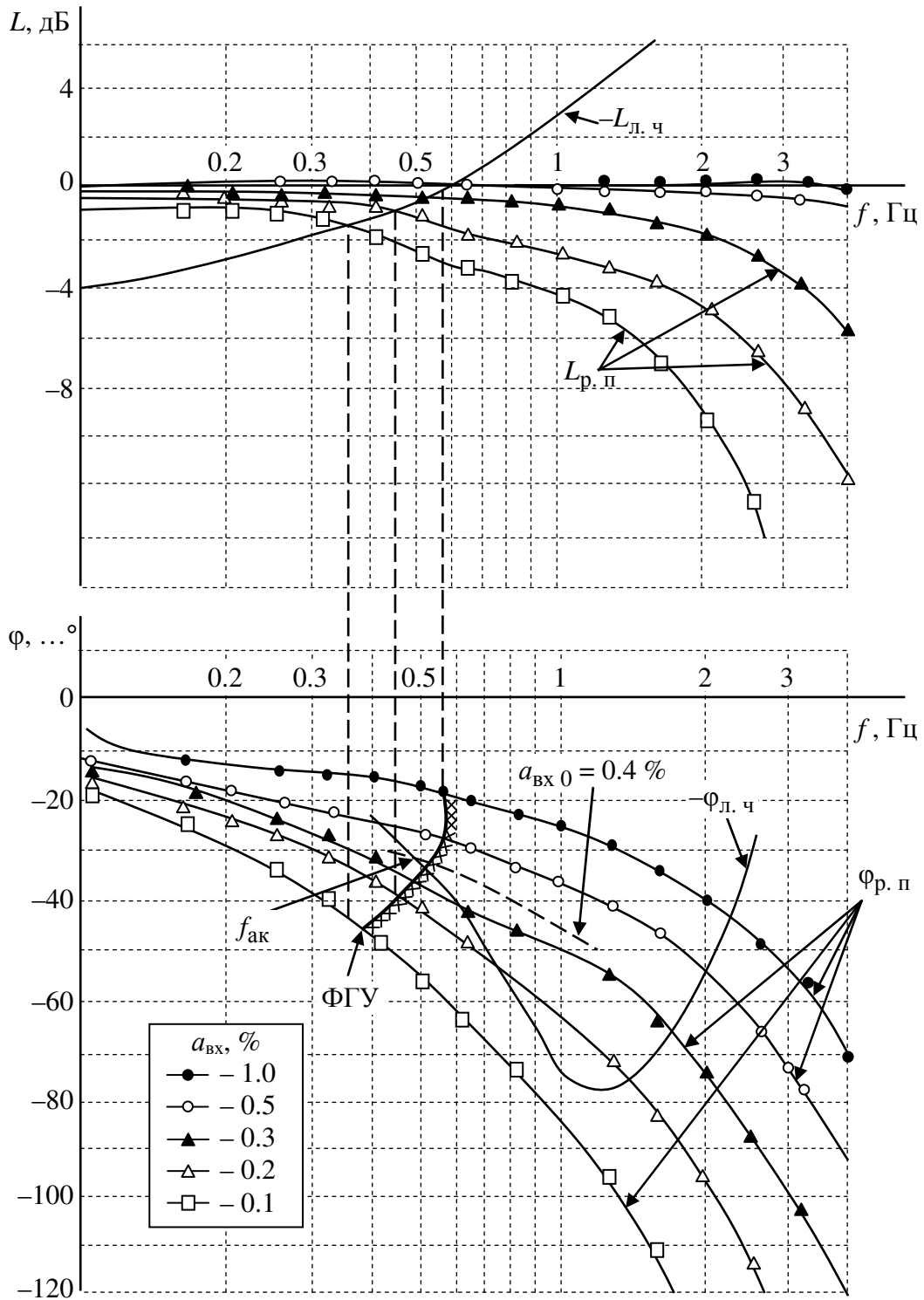
a_{φ}^* , амплитуда автоколебаний угловой скорости изменения угла тангажа a_{ω_z} и амплитуда перегрузки a_{n_y} :

$$a_{\varphi}^* = a_{\text{вх}0} A_{\text{пр}}(a_{\text{вх}0}, f_{\text{ак}});$$

$$a_{\omega_z} = a_{\varphi}^* A_{\omega_z}(a_{\text{вх}0}, f_{\text{ак}});$$

$$a_{n_y} = a_{\varphi}^* A_{n_y}(a_{\text{вх}0}, f_{\text{ак}}),$$

где $f_{\text{ак}} = \omega_{\text{ак}}/2\pi$ – частота автоколебаний; $\omega_{\text{ак}}$ – круговая частота автоколебаний.



$L_{пр}(a_{вх}, \omega)$ – АЧХ рулевого привода;
 $\varphi_{пр}(a_{вх}, \omega)$ – ФЧХ рулевого привода; $-L_{л.ч}(\omega)$ – обратная АЧХ
линейной части системы; $-\varphi_{л.ч}(\omega)$ – обратная ФЧХ линейной
части системы; $a_{вх0}$ – амплитуда автоколебаний на входе рулевого
привода; $f_{ак}$ – частота автоколебаний рулевого привода

Рисунок 3

В этих соотношениях $A_{\text{пр}}(a_{\text{вх}0}, f_{\text{ак}})$, $A_{\omega_z}(a_{\text{вх}0}, f_{\text{ак}})$, $A_{n_y}(a_{\text{вх}0}, f_{\text{ак}})$ значения АЧХ, соответственно, рулевого привода и функционала управления по координатам ω_z и n_y .

В настоящее время допустимые границы на остаточные колебания по нормальной перегрузке n_y и углу тангажа ϑ , которые приняты за допустимый уровень автоколебаний в замкнутом контуре «самолет – СДУ – рулевой привод», имеют следующие значения [1, 2]:

$$a_{n_y \text{ доп}} \leq 0.02; a_{\vartheta \text{ доп}} \leq 0.01. \quad (7)$$

Амплитуда управляющего сигнала на входе в рулевой привод при автоколебательном контуре «самолет – СДУ – рулевой привод» будет определяться следующим выражением:

$$a_{\text{вх}}(\omega_{\text{ак}}) = a_{\vartheta}^*(\omega_{\text{ак}}) A_{\text{л.ч}}(\omega_{\text{ак}}). \quad (8)$$

С учетом (8) и амплитудно-частотным характеристикам передаточных функций самолета (как объекта управления) по координатам ω_z и n_y

$$A_{\omega_z}(\omega_{\text{ак}}) = \frac{a_{\vartheta}(\omega_{\text{ак}}) \omega_{\text{ак}}}{a_{\vartheta}^*(\omega_{\text{ак}})},$$

$$A_{n_y}(\omega_{\text{ак}}) = \frac{a_{n_y}(\omega_{\text{ак}})}{a_{\vartheta}^*(\omega_{\text{ак}})}.$$

получим следующие две оценки для амплитуд входных сигналов на рулевой привод, работающий в автоколебательном контуре управления полетом самолета:

$$a_{\text{вх}}(\omega_{\text{ак}}) = a_{\vartheta}(\omega_{\text{ак}}) \omega_{\text{ак}} \frac{A_{\text{л.ч}}(\omega_{\text{ак}})}{A_{\omega_z}(\omega_{\text{ак}})};$$

$$a_{\text{ВХ}}(\omega_{\text{ак}}) = a_{n_y}(\omega_{\text{ак}}) \frac{A_{\text{л.ч}}(\omega_{\text{ак}})}{A_{n_y}(\omega_{\text{ак}})}.$$

Две полученные оценки одной и той же величины – амплитуды колебаний входного сигнала рулевого привода ($a_{\text{ВХ}}$) – целесообразно использовать для построения зависимости допустимой амплитуды входного сигнала ($a_{\text{ВХ.доп}}$) на рулевой привод, обеспечивающей допустимые амплитуды колебаний перегрузки ($a_{n_y \text{ доп}}$) и угла тангажа ($a_{\vartheta \text{ доп}}$) в функции частоты автоколебаний ($\omega_{\text{ак}}$). Очевидно, что за предельно допустимую величину амплитуды колебаний входного сигнала следует выбрать наименьшее значение $a_{\text{ВХ}}^{\min}$:

$$a_{\text{ВХ.доп}} = a_{\text{ВХ}}^{\min} = \min. \begin{cases} a_{\text{ВХ}}^{n_y} \\ a_{\text{ВХ}}^{\vartheta} \end{cases}$$

На режимах полета с минимальными скоростными напорами и максимальной неустойчивостью $\sigma_{\text{П}}$ самолета $a_{\text{ВХ}}^{\min}$ определяется, как правило, в низкочастотной области АФЧХ привода на основе ограничений угловых колебаний самолета по тангажу. Режимы с максимальными скоростными напорами и максимальной неустойчивостью $\sigma_{\text{П}}$ определяют $a_{\text{ВХ}}^{\min}$ в более высокочастотной области АФЧХ привода на основе ограничений уровня колебаний самолета по нормальной перегрузке.

Сверхзвуковые режимы ($M > 1$) определяют, как правило, максимальную частоту, на которой вводят фазовые ограничения на АФЧХ привода.

В большинстве случаев для самолета рассматриваемого типа $a_{\text{ВХ}}^{\text{min}}$ находится в диапазоне $(0,1 \div 0,2)\%$, а область линейных АФЧХ привода реализуется при амплитуде входного сигнала $a_{\text{ВХ}} \geq (2 \div 5)\%$ от $\delta_{\text{ВХ}}^{\text{max}}$.

Для управления ГО современных и перспективных маневренных самолетов, как правило, используют многоканальные прецизионные ЭГРП с дроссельными регулировками скорости выходного звена, трехкаскадным усилением и двухконтурной схемой управления [2, 3, 4]. В линейном приближении передаточная функция рассматриваемого типа ЭГРП может быть представлена в следующем виде:

$$W_{\text{р.п}}(S) = \frac{1}{\frac{T_{\text{сп}}}{D_{\text{сп}} D_{\text{р.п}}} S^3 + \frac{1}{D_{\text{сп}} D_{\text{р.п}}} S^2 + \frac{1}{D_{\text{р.п}}} S + 1}, \quad (9)$$

где $D_{\text{сп}}$, $D_{\text{р.п}}$ – расчетные значения добротностей внешнего и внутреннего контуров привода соответственно; $T_{\text{сп}}$ – постоянная времени сервопривода.

Граница устойчивости линейной модели ЭГРП определяется величиной критической добротности:

$$D_{\text{р.п.кр}} = \frac{1}{T_{\text{сп}}}. \quad (10)$$

При этом критическая частота определяется по формуле

$$\omega_{\text{р.п.кр}} = \sqrt{\frac{D_{\text{сп}}}{T_{\text{сп}}}}. \quad (11)$$

С уменьшением $T_{\text{сп}}$ критическая добротность $D_{\text{р.п.кр}}$ возрастает и при $T_{\text{сп}} \rightarrow 0$ стремится к бесконечности: $D_{\text{р.п.кр}} \rightarrow \infty$.

Расчетные АФЧХ ненагруженного ЭГРП, полученные по передаточной функции (9) в полосе частот до 15...20 Гц, охватывающей низший тон колебания органа управления самолета, достаточно точно согласуются с экспериментальными результатами, снятыми в той области характеристик привода, которую можно считать линейной АФЧХ, не зависят от амплитуды входного сигнала $a_{вх}$.

Рассмотрим основные особенности поведения динамических характеристик ЭГРП в области малых значений входного сигнала при наличии нелинейностей.

Нелинейные искажения АФЧХ привода обусловлены в области малых сигналов, в основном, нелинейностями скоростных характеристик гидродвигателя и сервопривода, а также люфтами в механической передаче сервопривода и узлах соединения датчика обратной связи гидродвигателя с его выходным звеном.

Известно, что в области малых входных сигналов экспериментальных АФЧХ ЭГРП с достаточной степенью точности согласуются с расчетными, полученными на основе метода гармонической линеаризации нелинейностей.

Поэтому в большинстве случаев эквивалентная передаточная функция ЭГРП с учетом коэффициентов гармонической линеаризации имеет вид (9), где вместо расчетных добротностей $D_{сп}$ и $D_{р.п}$, рассчитанных для линейной области АФЧХ ЭГРП, используются эквивалентные значения добротностей $\bar{D}_{рп}(\alpha_{вх}, \omega)$ и $\bar{D}_{сп}(\alpha_{вх}, \omega)$ ($a_{вх}$ – амплитуда входного сигнала, ω – частота колебаний).

Структурная динамическая схема ЭГРП с учетом нелинейностей может быть представлена в виде, как это показано на рис. 4.

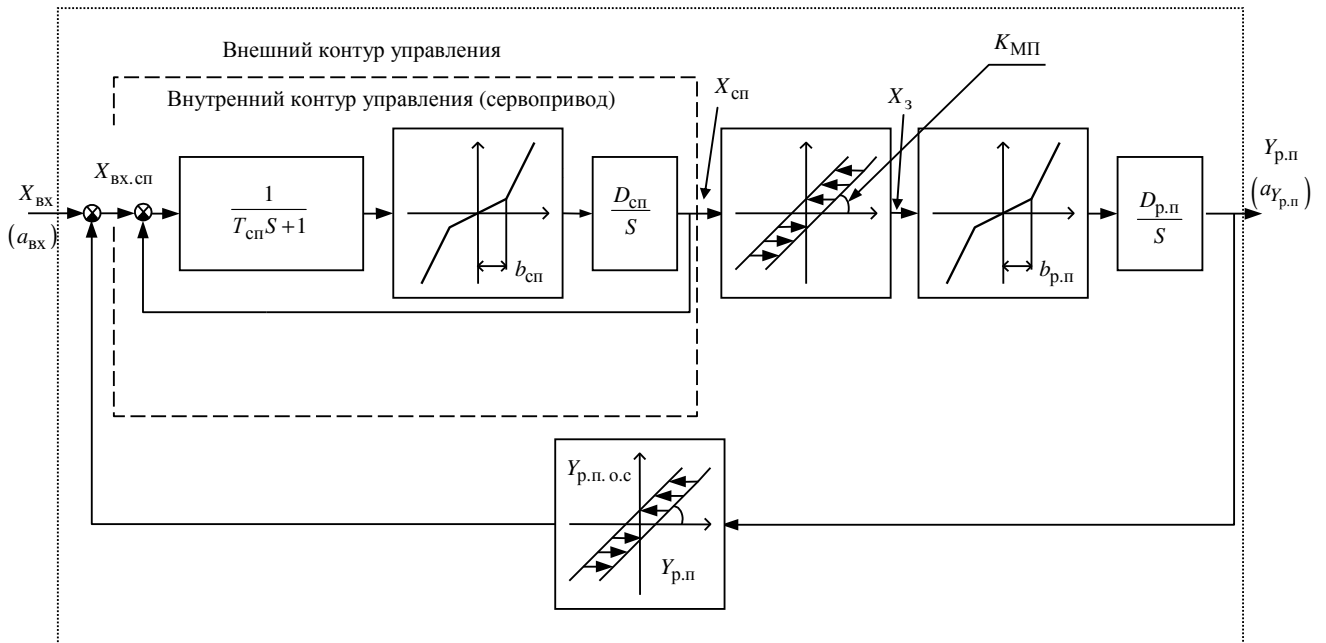


Рисунок 4

Типовое поведение экспериментальных АФЧХ рулевого привода РПД-1Б с учетом нелинейностей его скоростных характеристик гидродвигателя и сервопривода представлены на рис. 5, которые хорошо согласуются с расчетными АФЧХ, полученными по математической модели на рис. 4.

Представленные на рис. 5 нелинейные АФЧХ привода РПД-1Б не позволяют обеспечить заданные требования по АФЧХ даже для современного маневренного самолета, как это иллюстрируется на рис. 6. Таким образом, в замкнутом контуре «самолет – СДУ» возможно возбуждение автоколебаний недопустимых уровней.

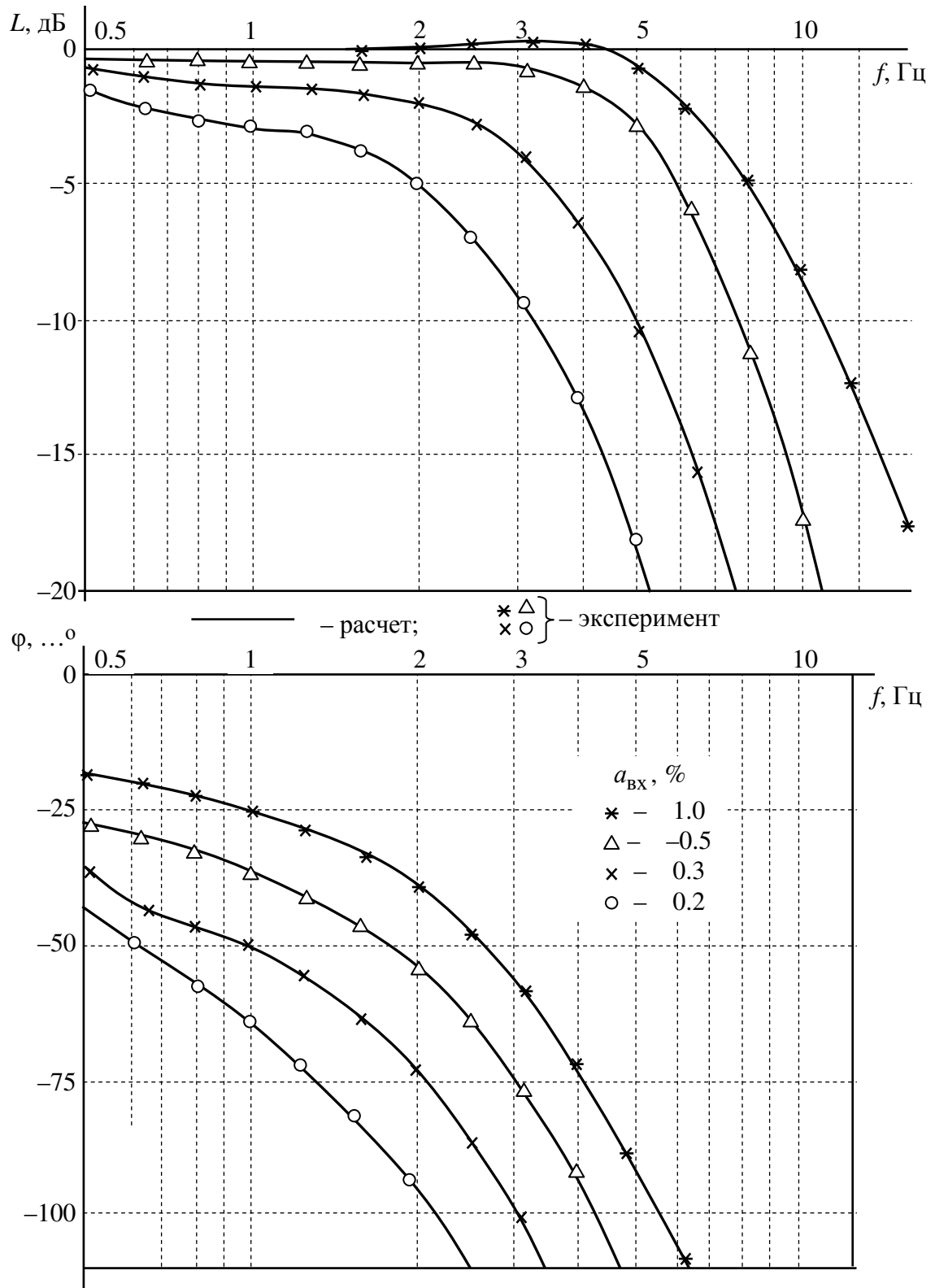


Рисунок 5

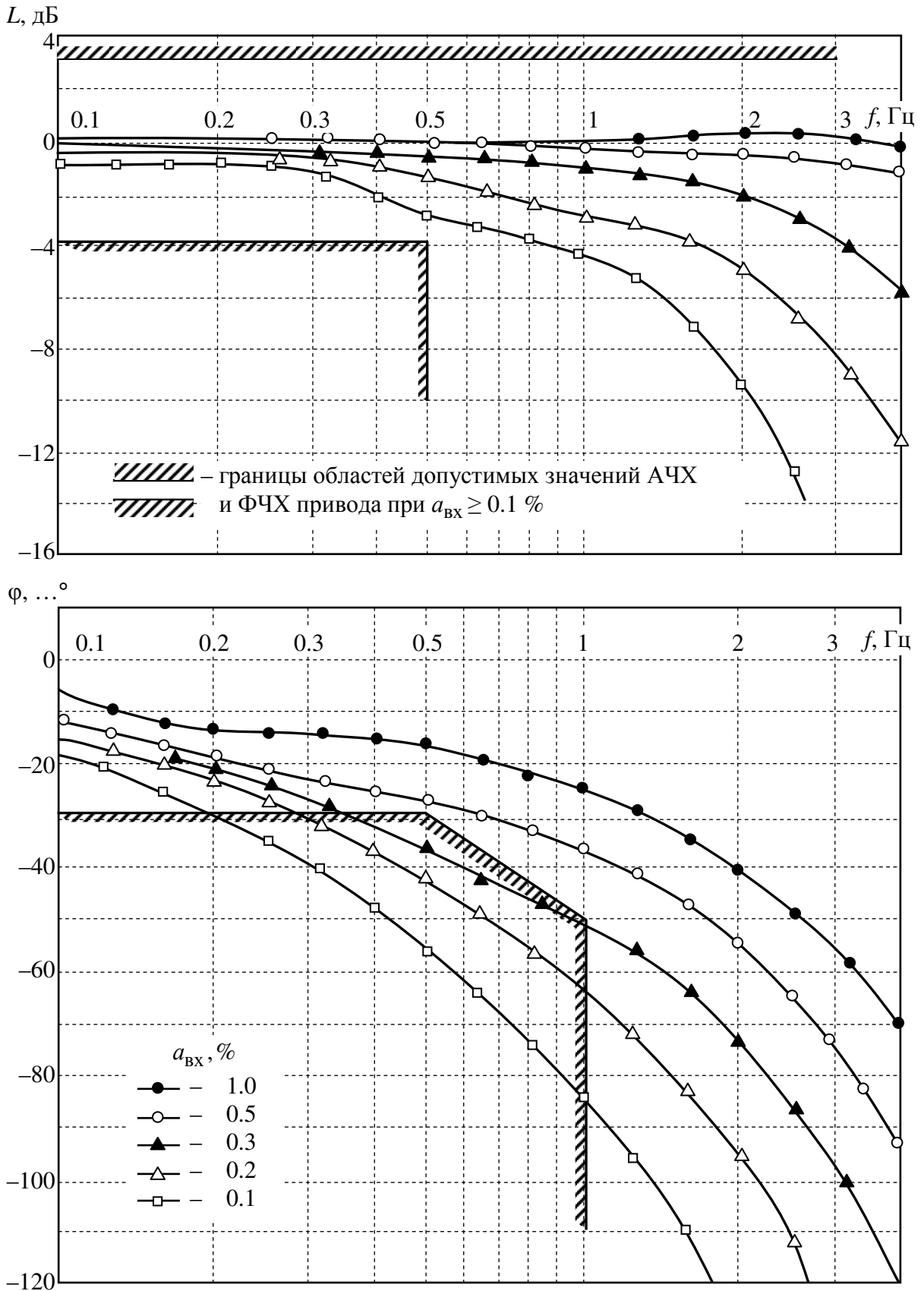


Рисунок 6

Одним из методов улучшения АФЧХ ЭГРП в области малых сигналов является уменьшение зон нечувствительности скоростных характеристик гидродвигателя

привода и сервопривода путем увеличения их наклона на начальном участке [2, 3]. В качестве примера на рис. 7 показаны скоростные характеристики гидродвигателя ЭГРП приводов РПД-1Б и СПМ-6Б, а на рис. 8 приведены АФЧХ для привода СПМ-6Б [2, 3], которые подтверждают справедливость указанного технического решения.

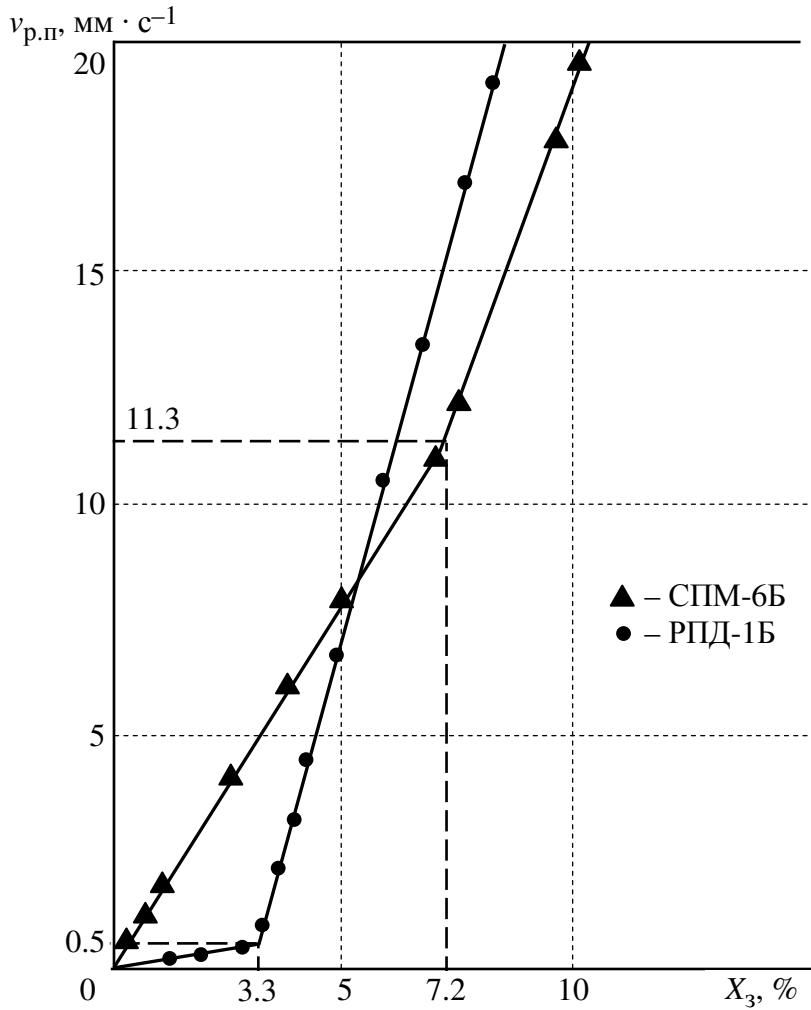


Рисунок 7

Другой причиной нелинейных искажений АФЧХ ЭГРП в области малых сигналов является наличие люфтов (зазоров) в механической передаче сервопривода и узле соединения датчика обратной связи гидродвигателя привода с его выходным звеном (см. рис. 4).

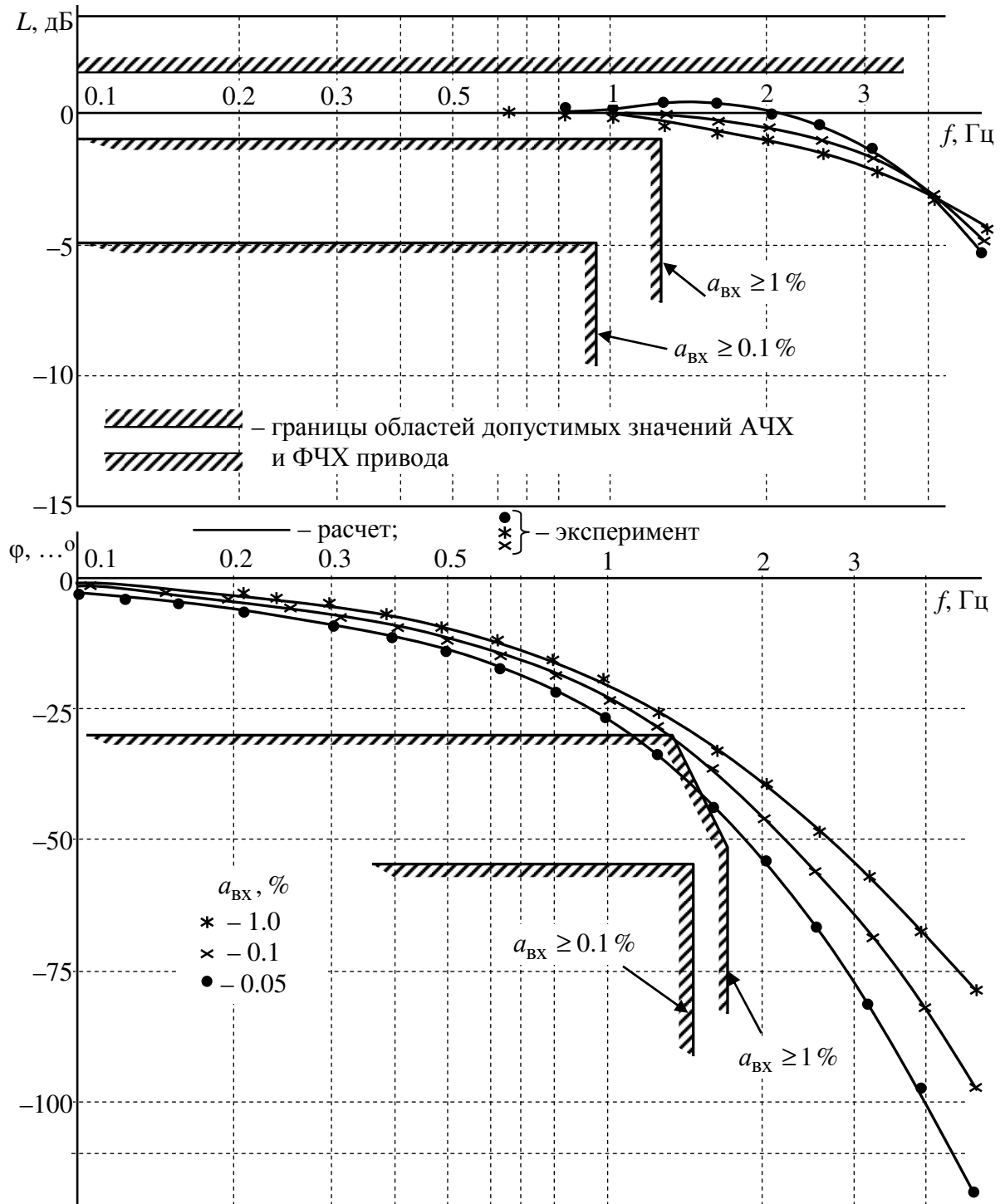
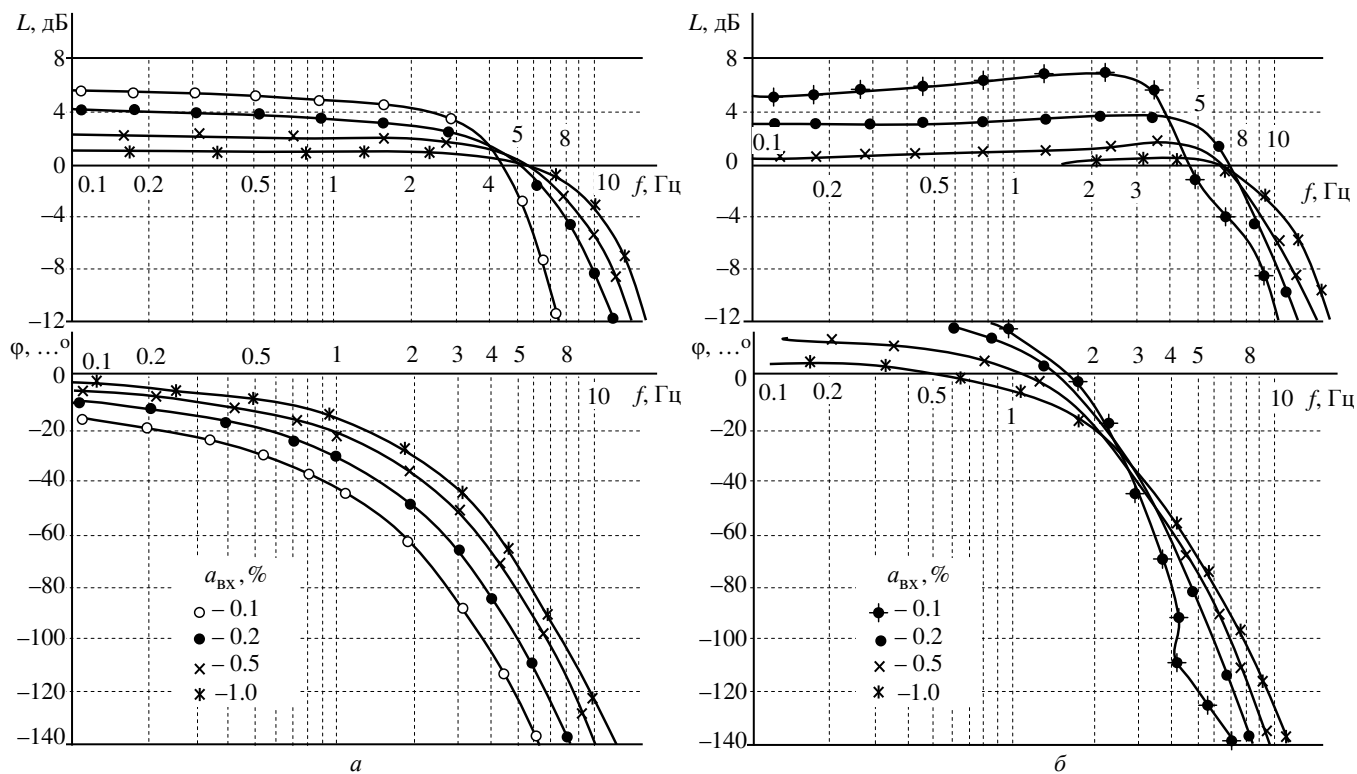


Рисунок 8

В качестве подтверждения вышесказанному на рис. 9 приведены семейства логарифмических частотных характеристик рулевого привода в области малых входных сигналов, вычисленные с учетом влияния каждого из указанных зазоров в отдельности при значениях $D_{p.п} = 30 \text{ с}^{-1}$, $D_{сп} = 60 \text{ с}^{-1}$ и $T_{сп} = 0.005 \text{ с}$. Практическое воплощение указанных выше рекомендаций нашло свое отражение в

проекте рулевого привода для управления ГО перспективного маневренного самолета, разработанного ОАО «ПМЗ Восход» совместно с ОАО «Компания Сухой» и ОАО НИИ «Гириконд».



a – зазор («люфт») в механической передаче между выходным звеном сервопривода и золотником основного гидрораспределителя;

b – зазор («люфт») в механической передаче датчика обратной связи выходного звена привода

Рисунок 9

В принципиальной схеме ЭГРП (рис. 10) в первом каскаде усиления вместо традиционных электрогидравлических усилителей «сопло-заслонка» используется многоканальный электрогидравлический усилитель с непосредственным управлением (ЭГУН), управляющий 2-х системным гидрораспределителем сервопривода посредством линейного электродвигателя (ЛЭД) с четырьмя независимыми обмотками. Сервопривод включает ЭГУН и двухканальный исполнительный механизм – рулевую машину (РМ), которая объединена с 2-х системным золотниковым распределителем гидродвигателя привода. Такая

конструктивная компоновка привода позволяет в условиях серийного производства и эксплуатации технологическими способами практически исключить взаимное нагружение силовых каналов исполнительных механизмов сервопривода и гидродвигателя привода и обеспечить требуемую линейность их скоростных характеристик в области малых сигналов. За счет упрощения функциональной схемы рассматриваемой схемы привода обеспечивается по сравнению с ранее используемыми схемами повышение структурной надежности и требуемые характеристики по безотказности (вероятность полной потери функции управления – менее 10^{-8} 1/час) [2, 3, 4]. Для обеспечения требуемой прецизионности перемещения выходного звена привода в качестве датчика обратной связи гидродвигателя рекомендуется использование высокоточного линейного датчика перемещения постоянного тока с использованием технологии токопроводящих пластмасс разработки ОАО НИИ «Гириконд» и ОАО «ПМЗ Восход».

Анализ характеристик устойчивости замкнутого контура «самолет – СДУ» по многим типам маневренных самолетов, в том числе и с большой степенью аэродинамической неустойчивости, позволил сформулировать нижеследующие желаемые требования к нелинейностям скоростных характеристик исполнительных механизмов привода и сервопривода, а также требования к настроечным добротностям позиционных их контуров управления:

$$\left\{ \begin{array}{l} \eta_{р.п} \geq 0.45; \eta_{сп} \geq 0.3...0.4; \\ D_{р.п} = 30...36 \text{ с}^{-1}; \overline{D}_{р.п}^{\min} \geq 0.45 D_{р.п}; \\ D_{сп} \geq 80 \text{ с}^{-1}; D_{сп}^{\min} \geq (0.3...0.4) D_{сп}. \end{array} \right.$$

Эффективность рассмотренных выше методических подходов подтвердила свою практическую целесообразность при разработке ЭГРП для ГО самолета СУ-35

и перспективных маневренных самолетов с большой степенью аэродинамической неустойчивости [4, 5].

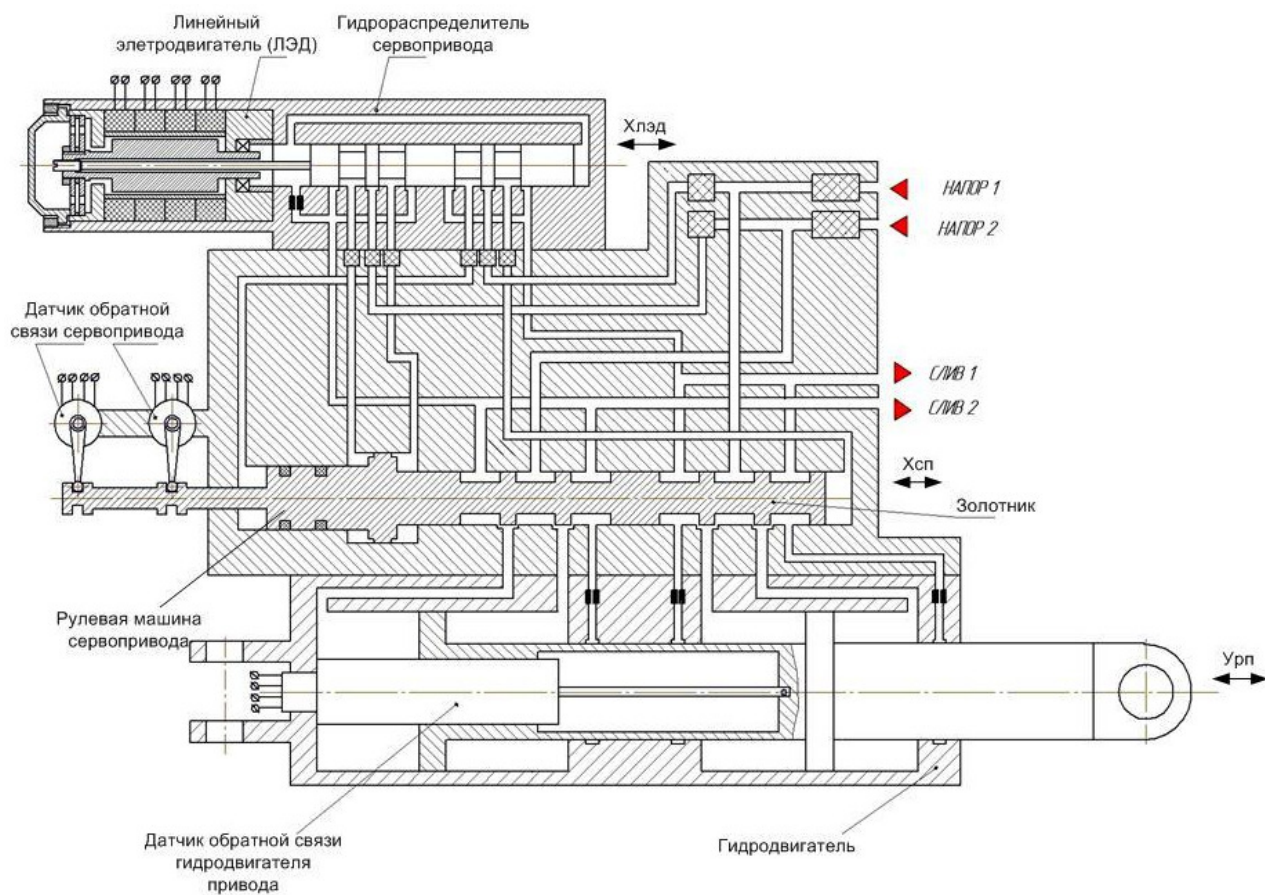


Рисунок 10

Это иллюстрируется на рис. 11, где в качестве примера приведены экспериментальные АФЧХ рулевого привода разработки ОАО «ПМЗ Восход», выполненного по схеме на рис. 10 для ГО перспективного маневренного самолета.

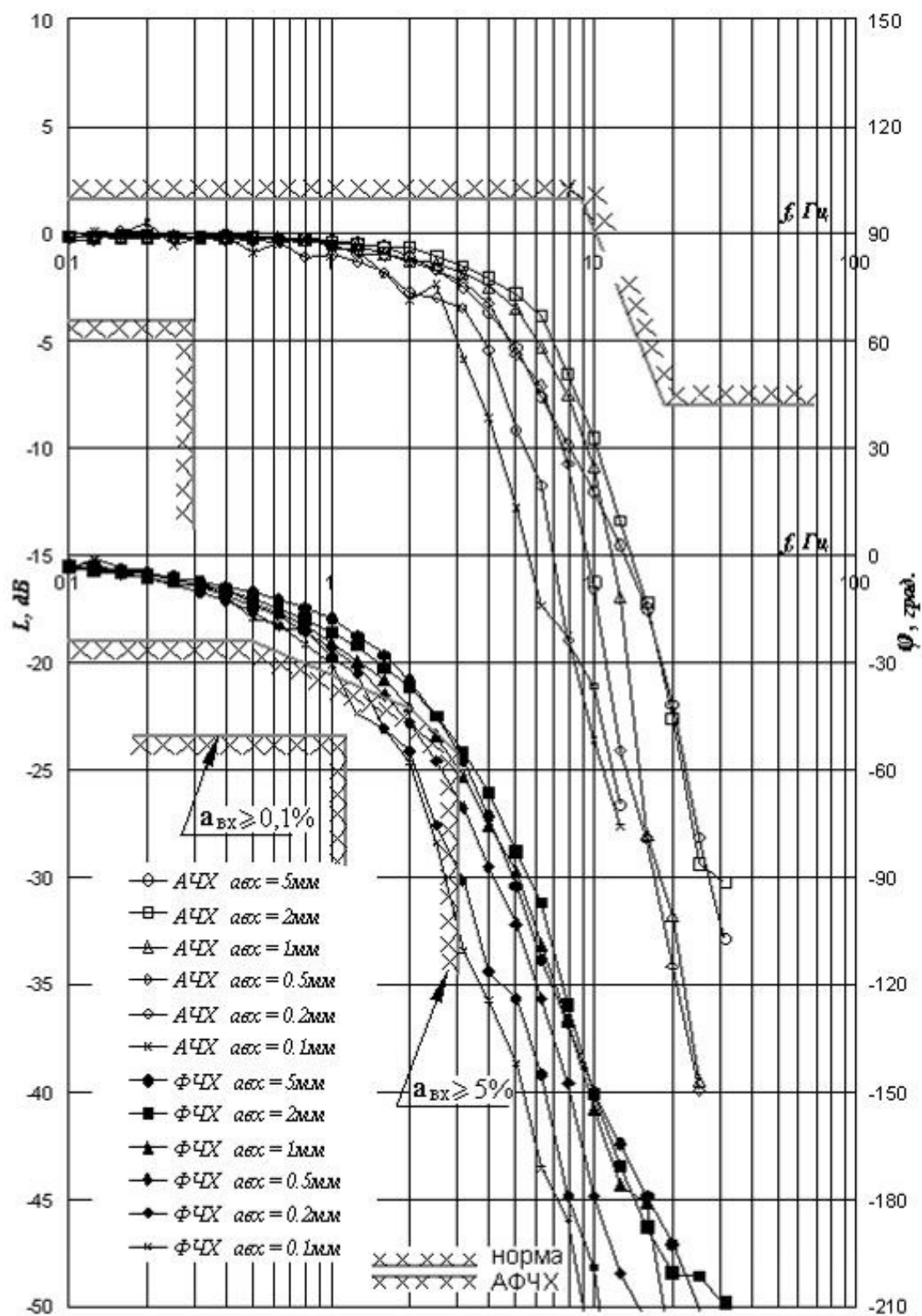


Рисунок 11

Библиографический список

1. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов/ Под ред. Акад. Г.С. Бюшгенса. М.: Физмалит, 1998. С.793.
2. С.В. Константинов, М.А. Ключев, Б.С. Манукян, А.А. Борцов. Некоторые вопросы разработки рулевых приводов современного маневренного самолета, Техника воздушного флота, 1990, Прилож. №2. С-3-6.
3. Константинов С.В., Ермаков С.А., Редько П.Г. «Электрогидравлические рулевые приводы систем управления маневренных самолетов», Учебное пособие, М., «Янус-К», 2006. С.316.
4. «Применение новых подходов для разработки рулевых приводов перспективных маневренных самолетов», С.В. Константинов, П.Г. Редько, Г.В. Квасов и др., Общероссийский научно-технический журнал «Полет», 2009, №3. С-28-37.
5. «Особенности разработки цифровой системы рулевого привода перспективного маневренного самолета», С.В. Константинов, П.Г. Редько, Р.В. Сухоруков, Общероссийский научно-технический журнал «Полет», 2011г., № 12. С. 3-14.