

УДК 629.062-82 (075.8)

Определение предельных динамических характеристик рулевого привода на основе предельных режимов полета самолета

Т.Б. Близнова, Ю.Г. Оболенский, В.А. Полковников

Аннотация

Рассматриваются принципы определения предельных динамических характеристик рулевых приводов современных маневренных самолётов на основе предельных режимов полета, таких как предельные перегрузки и располагаемые угловые скорости крена. Приведен метод расчета требуемых механических характеристик рулевых приводов исходя из потребных кривых предельных параметров.

Ключевые слова

предельные динамические характеристики; рулевой привод, самолеты маневренные; нагрузка; кривые предельных параметров

Обычно при определении предельных динамических характеристик рулевого привода (РП) используют гармонический закон изменения нагрузки, получая так называемый «эллипс нагрузки» [1,2]. Сопоставляя взаимоположение потребного «эллипса нагрузки» и располагаемой механической характеристики РП дают заключение о правильности выбора энергетического канала РП. При этом остается открытым вопрос, при каких амплитудах управляющего сигнала и на какой частоте должен быть получен потребный «эллипс нагрузки».

Маневренный самолет на свои предельные режимы полета, определяемые допустимыми углами атаки и скольжения, нормальной и боковой перегрузками, а также угловой скоростью крена, выходит не при гармоническом законе отклонения органов управления, а при энергичных дачах ручки управления и педалей, близких к ступенчатому входному воздействию. Поэтому в данной статье обосновывается определение предельных динамических характеристик РП на основе предельных режимов полета самолета, переходя от переходных процессов во временной области характеристик к плоскости механических характеристик РП. На рис.1 (а и б) слева показаны фазовые координаты движения РП для астатического контура управления на плоскости координат механической характеристики при резком выводе самолета (ступенчатое управляющее воздействие) из горизонтального

полета на предельную перегрузку $n_{y_{MAX}}^{\ominus}$. Пунктиром показан случай возвращения самолета из маневра с предельной перегрузкой $n_{y_{MAX}}^{\ominus}$ в горизонтальный полет.

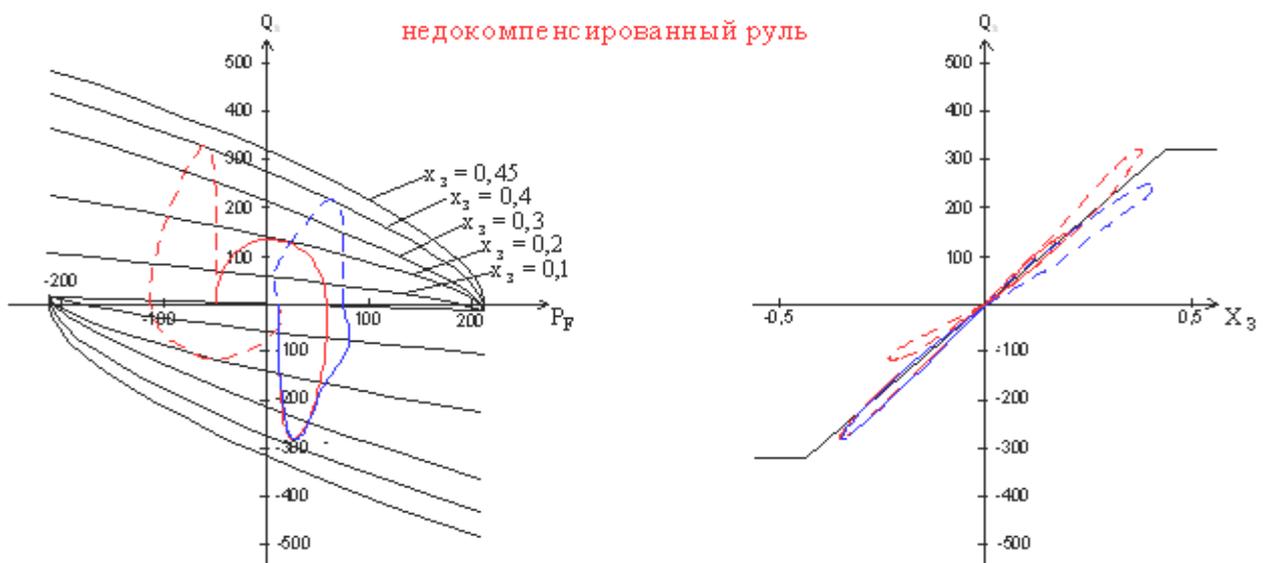
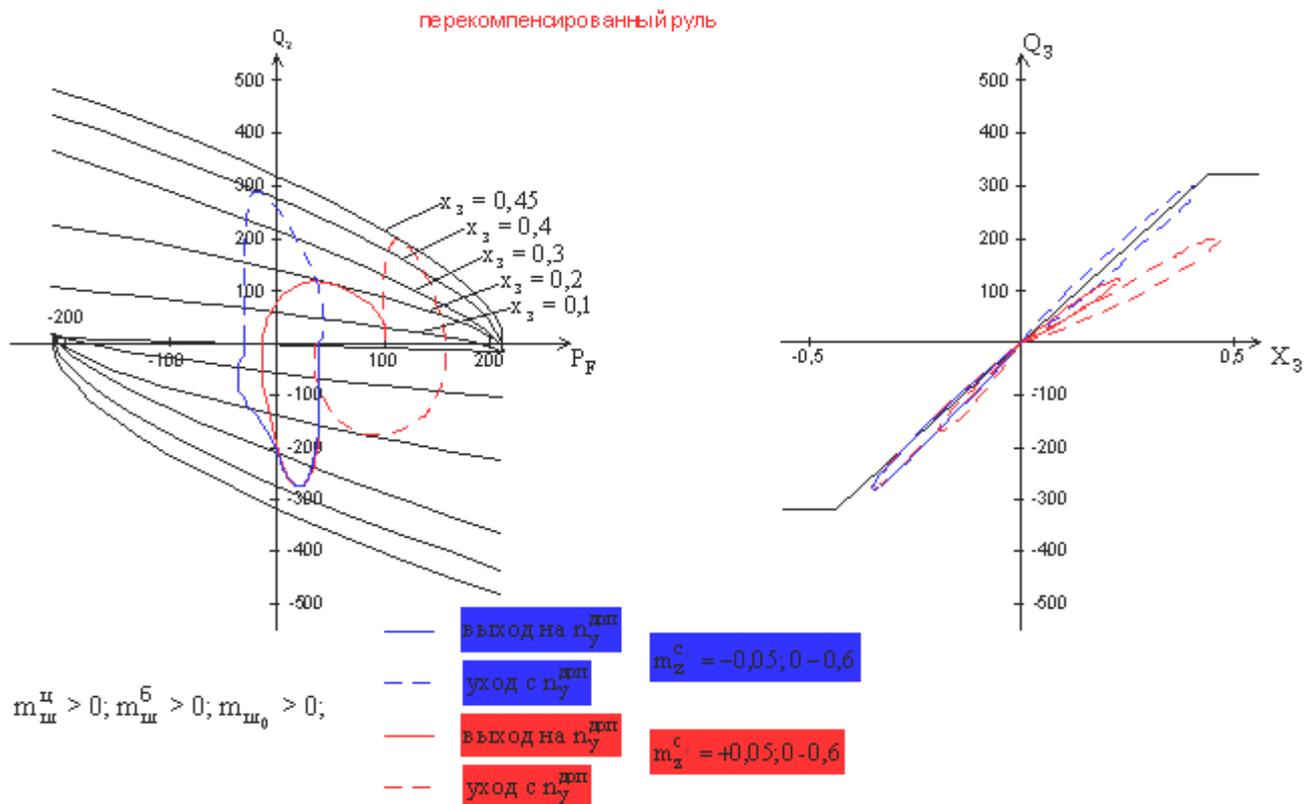


Рис. 1
Кривые предельных параметров РП для статически устойчивого

и статически неустойчивого самолетов и соответствующее им изменение регулировочной характеристики рулевого привода [4].

Q_3 [см³/сек] – расход привода; P_F [кг/см²] – перепад давления на силовом поршне;

X_3 [мм] – ход силового золотника.

Фазовые координаты движения РП в этом случае представляют собой **кривую предельных параметров**. Критерием ее получения является выход самолета на предельный режим полета. Предельные значения параметров самолета определяют максимальную нагрузку РП (ось абсцисс в координатах механической характеристики), а изменение кривой предельных параметров по оси ординат определяет требуемую скорость отклонения рулевой поверхности самолета при ступенчатом отклонении летчиком органа управления в кабине.

Напомним, что выражение для шарнирного момента имеет вид [3]:

$$M_{ш} = m_{ш} q S b_a \quad (1)$$

где: $M_{ш}$ - размерный коэффициент шарнирного момента;

$m_{ш}$ - безразмерный коэффициент шарнирного момента;

$q = \frac{\rho V^2}{2}$ - скоростной напор,

ρ - плотность воздуха,

V - скорость полета,

S - площадь рулевой поверхности,

b_a - аэродинамическая хорда рулевой поверхности,

и зависит от скоростного напора. Таким образом, максимальная нагрузка РП реализуется на больших скоростях полета. Данный факт определяет, что критическими режимами с точки зрения предельных динамических характеристик РП, если это не оговорено особо, являются режимы выхода **на предельные нормальную и боковую перегрузки**.

В продольном канале выражение для шарнирного момента имеет вид [4]:

$$M_{ш}^{\Sigma} = M_{ш}^{\varphi} \varphi + M_{ш}^{\alpha} \alpha + M_{ш_0} \quad (2)$$

где: α - угол атаки самолета,

φ - угол отклонения стабилизатора.

Таким образом, шарнирный момент стабилизатора складывается из постоянной составляющей, зависит от его отклонения и угла атаки самолета.

Покажем, как может быть получена кривая предельных параметров РП стабилизатора в продольном канале управления. На рис.2 приведены переходные процессы, которые показывают, как во времени изменяются отклонение стабилизатора, скорость его отклонения и шарнирный момент при ступенчатом отклонении ручки управления для выхода из горизонтального полета на предельную перегрузку для статически устойчивого и статически неустойчивого самолетов.

При переводе изменения скорости отклонения стабилизатора на плоскость механической характеристики РП получим изменение расхода рабочей жидкости, а при переводе изменения шарнирного момента - изменение перепада давления на поршне гидроцилиндра.

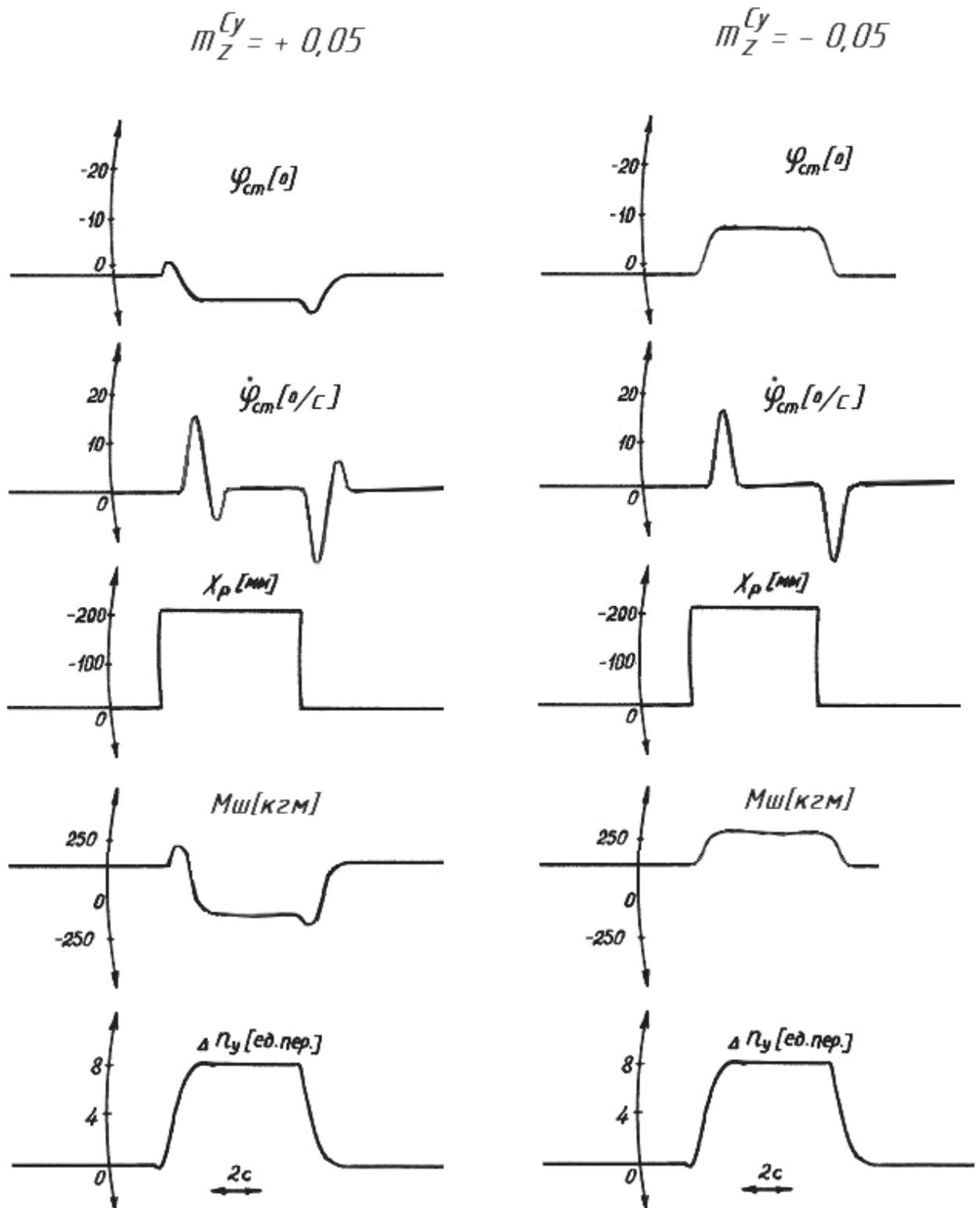


Рис. 2

Переходные процессы изменения параметров самолета и рулевого привода
при выходе на предельную перегрузку для статически устойчивого (справа)
и статически неустойчивого (слева) самолетов

Совместная кривая является кривой предельных параметров для данного фиксированного режима полета. Данная кривая может быть получена как посредством математического моделирования, так и снята экспериментально при испытаниях РП с нагрузкой в замкнутом контуре управления самолетом. Синим цветом показаны кривые предельных параметров для аэродинамически устойчивого самолета. Красным цветом показаны те же кривые для аэродинамически неустойчивого самолёта.

Справа приведена соответствующая данному движению трансформация расходной характеристики РП путём перестроения полученных кривых в системе координат «расход РП – перемещение золотника гидрораспределителя» [5]. Изменение знака производных шарнирного момента существенно не влияет на характер кривых предельных параметров, зеркально отражая их относительно оси ординат.

Необходимо отметить, что уравнения движения РП в продольном канале управления не содержат нулевых начальных условий по действию нагрузки, т.к. начальный перепад на поршне исполнительного гидроцилиндра обусловлен не только начальным значением $M_{ш0}$, но и величиной балансирующего отклонения рулевой поверхности и угла атаки. Учитывая, что $M_{рп} = A_{п} R P_{F ГП}$ и $Q = \dot{X}_{шт} A_{п}$, для горизонтального полета самолёта давление нагрузки привода (перепад давления на поршне гидроцилиндра) P_F определяется следующим выражением:

$$P_{F ГП} = \frac{M_{ш}^{\varphi} \varphi_{см ГП} + M_{ш}^{\alpha} \alpha_{ГП} + M_{ш0}}{A_{п} R}. \quad (3)$$

Для режима полёта самолёта с предельной перегрузкой максимальное давление нагрузки $P_{F MAX}$ равно:

$$P_{F MAX} = \frac{M_{ш}^{\varphi} (\varphi_{см ГП} + \varphi_{см}^n \Delta n_{y MAX}) + M_{ш}^{\alpha} (\alpha_{ГП} + \Delta \alpha) + M_{ш0}}{A_{п} R}. \quad (4)$$

Между кривыми предельных параметров для аэродинамически устойчивого и неустойчивого самолета существует принципиальная разница. Для аэродинамически неустойчивого самолета четко разделяются две фазы движения стабилизатора: первая, начальная, необходимая для вывода самолета из исходного балансирующего положения, и вторая, последующая, необходимая для стабилизации самолета в новом балансирующем

положении. Для аэродинамически устойчивого самолета подобное разделение фаз движения отсутствует.

Существенно различается и поведение аэродинамически устойчивого и неустойчивого самолета при недостаточной располагаемой скорости стабилизатора для реализации выхода на предельные перегрузку или угол атаки или возвращения с них. Для аэродинамически устойчивого самолета произойдет лишь ухудшение переходных процессов (рис.3а), обусловленное перерегулированием по скорости движения стабилизатора [5].

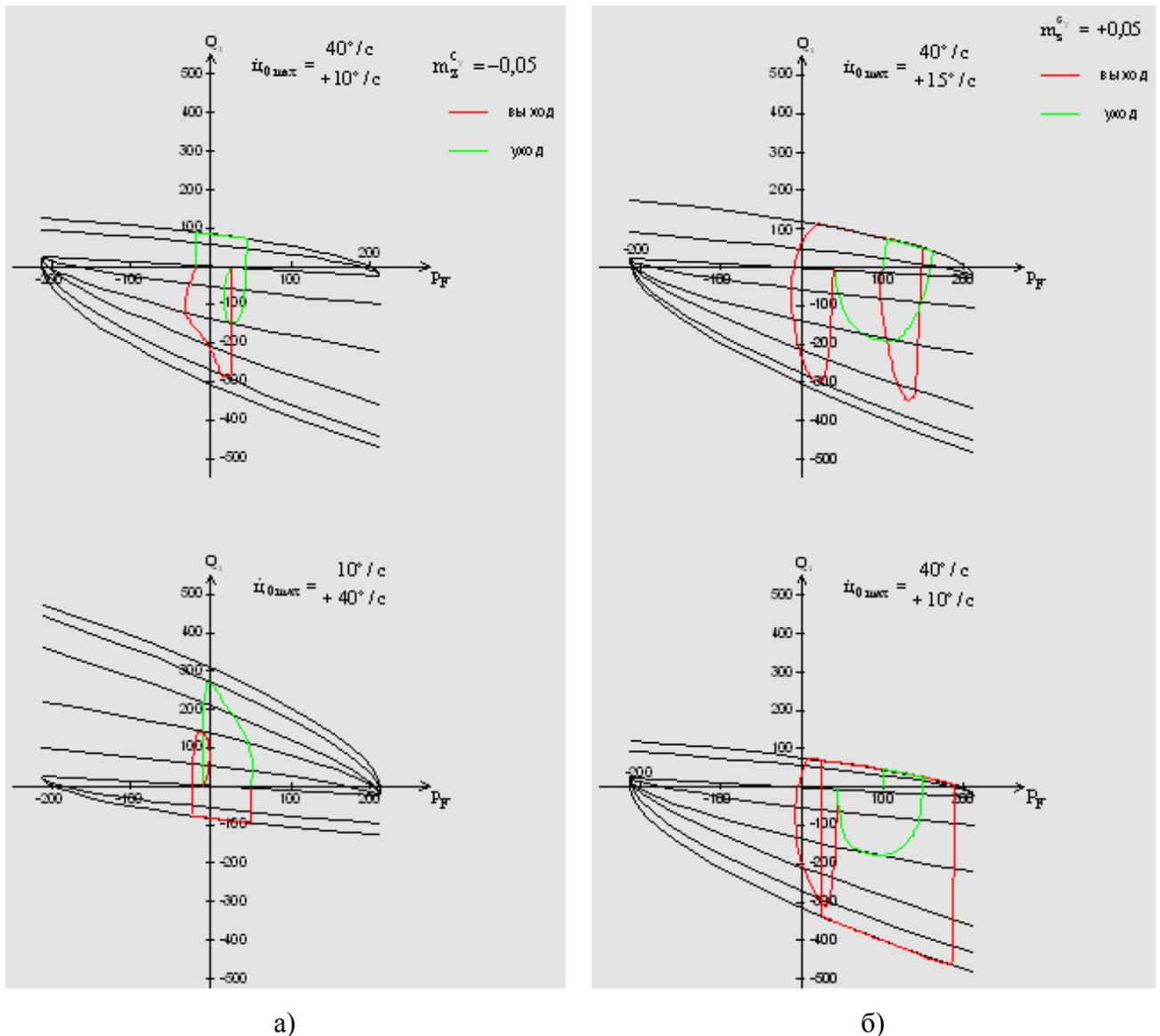


Рис. 3

Кривые предельных параметров РП для статически устойчивого (а) и статически неустойчивого (б) самолета при недостаточной располагаемой скорости перекладки.

Контур управления аэродинамически неустойчивым самолетом при недостаточности скорости РП во второй фазе движения теряет устойчивость (неустойчивость в «большом»). Он становится неустойчивым, когда стабилизатор «не успевает» обрабатывать

восстанавливающий момент и стабилизировать самолет в новом балансировочном положении [5] (рис.3б). Рисунок 4 иллюстрирует вышесказанное во временной области.

Условием правильности определения предельных динамических характеристик РП является нахождение потребной кривой предельных параметров $\dot{X}_{шт} = f(P_F)$ внутри располагаемой предельной механической характеристики $\dot{X}_{шт p} = f(P_F)_p$, [6,7] т.е.

$$\left| \dot{X}_{шт} \right|_3 \geq \left| \dot{X}_{шт} \right| \text{ или } \left| \dot{\varphi}_{ст} \right|_p \geq \left| \dot{\varphi}_{ст} \right| \text{ и } |P_F|_p \geq |P_F| \text{ или } |M_H|_p \geq |M_H|. \quad (5)$$

Далее необходимо установить необходимые запасы. По моменту должен быть обеспечен примерно 30% запас по оси абсцисс, по скорости (оси ординат) примерно 10%. Необходимо отметить, что при аэродинамической неустойчивости в продольном канале необходимо обеспечить условие (5) при работе на одной гидросистеме во всем диапазоне дозвуковых режимов полета. На сверхзвуковых режимах полета фокус существенно смещается назад, поэтому при работе на одной гидросистеме допустимы «упоры рулевого привода в шарнирный момент» с уменьшением располагаемой перегрузки [7].

Вышеизложенное было справедливо при работе стабилизатора в изолированном продольном движении. Поскольку для улучшения управляемости по крену в работу включаются ножницы, необходимо их также учитывать при расчете потребного шарнирного момента стабилизатора [4]. Выражение для суммарного шарнирного момента в этом случае принимает вид:

$$M_{шт}^{\Sigma} = M_{шт}^{\varphi} \varphi + M_{шт}^{\alpha} \alpha + M_{шт_0} + M_{шт}^{\Delta\varphi} \Delta\varphi, \quad (6)$$

где: $\Delta\varphi$ - угол дифференциального отклонения («ножниц») стабилизатора.

В канале рыскания выражение для суммарного шарнирного момента имеет очень похожий вид:

$$M_{шт}^{\Sigma} = M_{шт}^{\delta} \delta_H + M_{шт}^{\beta} \beta + M_{шт_0}, \quad (7)$$

где: β - угол скольжения самолета,

δ_H - угол отклонения руля направления.

Расчетным случаем также является выход на предельную перегрузку, но в данном случае – боковую n_Z^{\exists} . Выражения для максимального шарнирного момента и предельного отклонения руля направления нетрудно получить из следующей системы уравнений:

$$\begin{cases} M_{шт}^{\Sigma} = M_{шт}^{\delta} \delta_H + M_{шт}^{\beta} \beta + M_{шт_0} \\ n_Z = C_Z^{\delta_H} \delta_H + C_Z^{\beta} \beta \\ \beta = K_{\beta} \delta_H \end{cases} \quad (8)$$

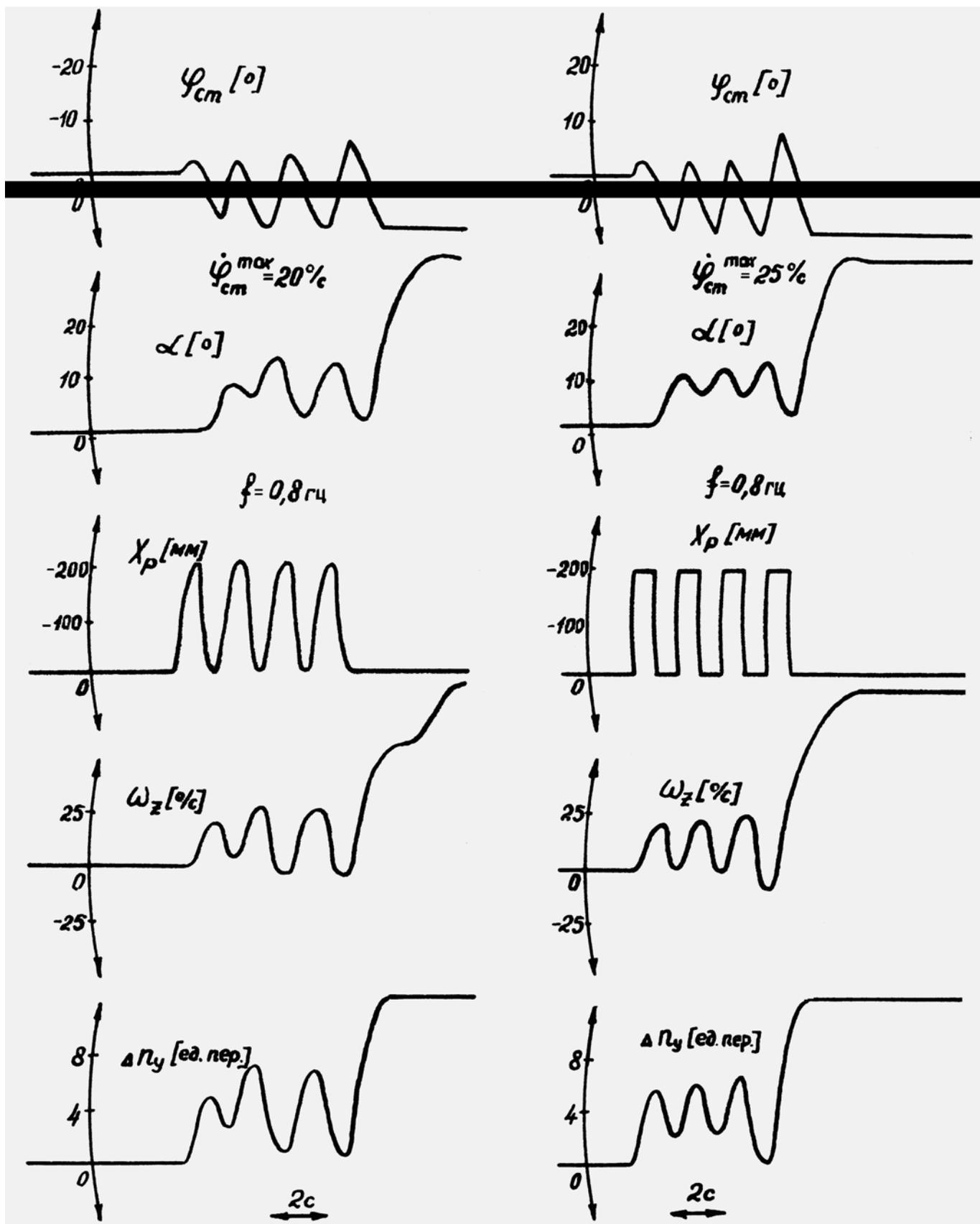


Рис. 4

Потеря устойчивости контуром управления при недостаточной располагаемой скорости перекладки стабилизатора.

$$\delta_H^{MAX} = \frac{n_Z^{ДОП}}{C_Z^{\delta_H} + C_Z^{\beta} K_{\beta}} \quad (9)$$

$$M_{Ш}^{MAX} = \frac{(M_{Ш}^{\delta_H} + M_{Ш}^{\beta} K_{\beta}) n_Z^{ДОП}}{C_Z^{\delta_H} + C_Z^{\beta} K_{\beta}} + M_{Ш_0} \quad (10)$$

Опираясь на выражения (9) и (10) можно получить значения потребного максимального отклонения руля направления («упора РП в шарнирный момент») при работе на одной гидросистеме и развиваемого при этом максимального шарнирного момента.

В отличие от продольного канала в каналах рыскания и крена действуют нулевые начальные условия, т.к. отклонение руля направления и соответственно угол скольжения, как и отклонение элеронов, при симметричных подвесках и симметричном обтекании равны нулю.

Критическими режимами с точки зрения предельных динамических характеристик РП в канале крена являются режимы достижения *максимальных угловых скоростей крена*. Поскольку в отличие от предельных перегрузок, имеющих ясно и четко определенные величины, понятие предельных угловых скоростей крена носит скорее рекомендательно-вкусовой характер, то и определение предельных динамических характеристик РП элеронов будет не столь жестко детерминированным. Этому есть и еще одна причина: дифференциальность отклонения. Если при выполнении виража элерон, отклоняющийся вверх, будет «упираться в шарнирный момент», то элерон, отклоняющийся вниз, будет продолжать отклоняться и располагаемая угловая скорость крена существенно не уменьшится.

Установившееся значение угловой скорости крена можно определить из передаточной функции самолета для изолированного крена при условии, что каналы крена и рыскания развязаны, т.е. на оказывают взаимного влияния при выполнении пространственного маневра. Современные комплексные системы управления позволяют «развязать» каналы управления и, таким образом, проводить расчеты по упрощенным формулам.

Передаточная функция самолета в канале изолированного крена имеет следующий вид [4]:

$$\frac{\omega_x(p)}{\delta(p)} = \frac{K_{\omega_x}}{T_{\omega_x} p + 1}, \quad (11)$$

где $K_{\omega_x} = \frac{\bar{M}_X^{\delta_3} + \bar{M}_X^{\Delta\varphi}}{\bar{M}_X^{\omega_x}}$ - коэффициент усиления по угловой скорости крена;

$\bar{M}_X^{\delta_3}$ и $\bar{M}_X^{\Delta\varphi}$ - соответственно эффективности элеронов и «ножниц» стабилизатора;

$\bar{M}_X^{\omega_X}$ - коэффициент демпфирования в канале крена;

$T_{\omega_X} = \frac{1}{\bar{M}_X^{\omega_X}}$ - постоянная времени крена.

При выходе на установившееся значение угловой скорости крена получим:

$$\omega_X = \frac{\bar{M}_X^{\delta_\Delta}}{\bar{M}_X^{\omega_X}} \delta_\Delta + \frac{\bar{M}_X^{\Delta\varphi}}{\bar{M}_X^{\omega_X}} \Delta\varphi = K_{\omega_X}(\delta_\Delta) \delta_\Delta + K_{\omega_X}(\Delta\varphi) \Delta\varphi \quad (12)$$

Следовательно, максимальное значение угловой скорости крена однозначно связано с отклонением элеронов и «ножниц» стабилизатора:

$$\omega_X^{MAX} = K_{\omega_X}(\delta_\Delta) \delta_{\Delta MAX} + K_{\omega_X}(\Delta\varphi) \Delta\varphi_{MAX}, \quad (13)$$

и максимальный угол отклонения элеронов, необходимый для реализации допустимой угловой скорости крена, определяется как:

$$\delta_{\Delta MAX} = \frac{\omega_X^{ДОП} - K_{\omega_X}(\Delta\varphi) \Delta\varphi_{MAX}}{K_{\omega_X}(\delta_\Delta)}. \quad (14)$$

В канале крена, если пренебречь составляющими шарнирного момента от углов атаки и скольжения самолета, можно считать, что шарнирный момент зависит от угла отклонения элерона: $M_{Ш}^\Sigma = M_{Ш}^{\delta_\Delta} \delta_\Delta$.

Тогда значение максимального шарнирного момента определяется как:

$$M_{Ш MAX} = M_{Ш}^{\delta_\Delta} \frac{\omega_X^{ДОП} - K_{\omega_X}(\Delta\varphi) \Delta\varphi_{MAX}}{K_{\omega_X}(\delta_\Delta)} \quad (15)$$

Опираясь на выражения (14) и (15) можно получить значения требуемого максимального отклонения элерона («упора РП в шарнирный момент») при работе на одной гидросистеме и развиваемого при этом максимального шарнирного момента.

ВЫВОДЫ:

1. Изложенный выше метод позволяет установить взаимосвязь предельных динамических характеристик рулевого привода и предельных режимов полета самолета на основе переходных процессов действия летчика и самолета.

2. Полученные выражения определяют необходимые отклонения органов управления для получения предельных нормальной и боковой перегрузок и располагаемой угловой скорости крена, и могут служить основой для расчета допустимых «упоров РП в шарнирный момент» при работе на одной гидросистеме.

Библиографический список:

1. Полковников В.А. Электрические, гидравлические и пневматические приводы летательных аппаратов и их предельные динамические возможности. - М., Издательство МАИ, 2002, 452 с.
2. Полковников В.А. Предельные динамические возможности следящих приводов систем управления летательных аппаратов. - М., Издательство МАИ-ПРИНТ, 2010, 472 с.
3. Микеладзе В.Г., Титов В.М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет. Справочник. - М., «Машиностроение», 1990, 152 с.
4. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов. - М., «Машиностроение», 1965, 464 с.
5. Оболенский Ю.Г. Управление полетом маневренных самолетов. - М., филиал Воениздата, 2007, 480 с.
6. Близнова Т.Б., Оболенский Ю.Г., Полковников В.А. Математические модели и алгоритмы параметрического синтеза исполнительных механизмов рулевых приводов маневренного самолета // «Теория и системы управления», Известия РАН, М., «Наука» №4, 2009, с.142-152.
7. Близнова Т.Б., Карев В.И. Оболенский Ю.Г., Полковников В.А., Самсонович С.Л. Разработка методики и расчет основных параметров рулевых приводов различных типов по критерию минимальной установочной мощности // «Теория и системы управления», Известия РАН, М., «Наука» №5, 2009, с.118-130.

Сведения об авторах:

Близнова Татьяна Борисовна, инженер 1 категории инженерного центра «ОКБ имени А.И.Микояна», тел.:8-915-486-76-74

Оболенский Юрий Геннадьевич, начальник отделения инженерного центра «ОКБ имени А.И.Микояна», д.т.н., профессор Московского авиационного института (национального исследовательского университета), тел.: 8-905-747-35-73

Полковников Виталий Аркадьевич, профессор Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д.т.н., тел.: 8-901-590-47-57