

# ДИНАМИКА, БАЛЛИСТИКА, УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

---

УДК 629.7.015.017.2

## ОПТИМИЗАЦИЯ ХАРАКТЕРИСТИК УПРАВЛЯЕМОСТИ В ПУТЕВОМ КАНАЛЕ УПРАВЛЕНИЯ СОВРЕМЕННОГО ВЫСОКОАВТОМАТИЗИРОВАННОГО САМОЛЕТА

Десятник П.А.

*Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского,  
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московской области, 140180, Россия  
e-mail: desiatnik\_pavel@mail.ru*

---

Рассматриваются ранее разработанные критерии управляемости самолета в путевом канале управления, и проводится их анализ с точки зрения применимости к современному пассажирскому самолету с развитой автоматикой. Разработана методика оценки динамических характеристик высокоавтоматизированного самолета и способы устранения резкой реакции, возникающей из-за неудовлетворительных динамических характеристик. Разработаны методики определения оптимальных характеристик чувствительности управления в путевом канале и характеристик взаимосвязи движений рыскания и крена при управлении педалями.

*Ключевые слова:* характеристики управляемости, высокоавтоматизированный самолет, путевой канал, чувствительность управления.

---

### Введение

Как показывает статистика, нередко летные происшествия вызваны недостатками характеристик управляемости самолета [1]. Поэтому вопросам оптимизации характеристик управляемости, развитию критериев их выбора и совершенствованию регламентирующих нормативных документов уделяется особое внимание [2—4].

Управляемость самолета в путевом канале изучена гораздо слабее, чем в продольном и поперечном каналах управления. Это обусловлено, по-видимому, тем, что на воздушных участках движения самолета руль направления не рассматривается как

основное средство управления самолетом (в обычном полете его либо не используют вообще, либо используют только для поддержания нулевого угла скольжения при входе в координированный вираж). Однако в самых ответственных ситуациях, когда нет другой возможности безопасно продолжить или завершить полет — например, при посадке с боковым ветром или с большим боковым отклонением от полосы, когда из-за близости земли большие величины углов крена недопустимы — летчик использует руль направления.

Актуальность развития методов по выбору характеристик устойчивости и управляемости при уп-

равлении педалями обусловлена рядом инцидентов [5], причина которых — недостатки характеристик путевого канала управления. Управляемость самолета в путевом канале в полной мере определяется его динамическими характеристиками, характеристиками чувствительности и эффективности управления, а также характеристиками, определяющими взаимодействие движений крена и рыскания. В настоящее время появились работы, в которых исследуется влияние этих характеристик на управляемость самолета в боковом движении и разрабатываются критерии их выбора [6—10].

Рассматриваемые в этих работах критерии были разработаны на основе довольно обширной экспериментальной базы данных. Первые попытки применения этих критериев при разработке системы управления создаваемого регионального пассажирского самолета подтвердили их работоспособность [8—10]. В то же время обнаружилось определенные трудности в их практическом использовании. В связи с этим целью настоящей статьи является разработка методики выбора характеристик управляемости в путевом канале современного высокоавтоматизированного самолета на основе рассматриваемых критериев.

#### Анализ и обеспечение удовлетворительных динамических характеристик изолированного движения рыскания

Согласно рассматриваемым критериям, оптимальные характеристики чувствительности управления и параметры, определяющие взаимосвязь движений рыскания и крена, в значительной степени зависят от динамических характеристик бокового движения самолета. В связи с этим представляется целесообразным рассмотреть прежде всего вопросы обеспечения удовлетворительных динамических характеристик.

Во всех имеющихся нормативных документах требования к динамическим характеристикам обычно предъявляются с точки зрения обеспечения достаточного быстродействия в канале управления самолета. Согласно этим требованиям, собственная частота и размерное демпфирование боковых колебаний не должны быть меньше соответственно  $\omega_0 = 0.4$  рад/с и  $\zeta_0\omega_0 = 0.15$  рад/с. Как правило, для современных высокоавтоматизированных самолетов эти условия всегда удовлетворяются. Однако, как показывают ранее проведенные исследования [6], слишком высокое быстродействие (большие  $\omega_0$ ,  $\zeta_0\omega_0$ ) может стать причиной появления так называемой «резкой реакции» (РР) самолета на дей-

ствия летчика. Поэтому требования к динамическим характеристикам должны иметь также ограничения «сверху».

Явление РР характеризуется возникновением высокочастотных боковых ускорений от управляющих действий летчика и может быть обнаружено только в реальном полете или на подвижном пилотажном стенде. На рис. 1 дается сравнение областей допустимых по Уровню 1 величин собственной частоты и демпфирования путевого движения, полученных на пилотажном стенде с подвижной и неподвижной кабиной [6].

Видно, что на подвижном пилотажном стенде область хороших оценок летчика, соответствующая Уровню 1 управляемости (оценка летчика  $PR < 3.5$ ) [6, 7], смещается в сторону меньших величин  $\omega_0$  и  $\zeta_0\omega_0$ . Согласно комментариям летчиков, ухудшение пилотажных оценок при больших  $\omega_0$  и  $\zeta_0\omega_0$  происходит из-за возникновения слишком резкой реакции самолета на действия летчика.

Ввиду того, что РР обнаруживается только на подвижных пилотажных стендах, экспериментальную отработку характеристик управляемости необходимо проводить только на подвижном пилотажном стенде. Для адекватного воспроизведения воздействий ускорений на летчика алгоритмы управления системой подвижности кабины пилотажного стенда целесообразно выбрать с использованием методики, описанной в [11].

В [6] предлагается критерий, согласно которому ухудшение путевой управляемости самолета (ухудшение оценок летчика) из-за резкой реакции определяется величиной параметра  $\lambda$ :

$$\lambda = \frac{\sigma_{n_z}}{\sigma_{\omega_y}},$$

где  $\sigma_{\omega_y}$  — среднеквадратическая величина угловой скорости рыскания самолета;  $\sigma_{n_z}$  — среднеквадратическая величина перегрузок на месте летчика, вызванных угловыми ускорениями самолета.

Перегрузки на месте летчика вычислялись по следующей формуле:

$$n_z = (l - l_{\text{мцу}}) \frac{\dot{\omega}_y}{g},$$

где  $(l - l_{\text{мцу}})$  — положение летчика относительно мгновенного центра ускорений.

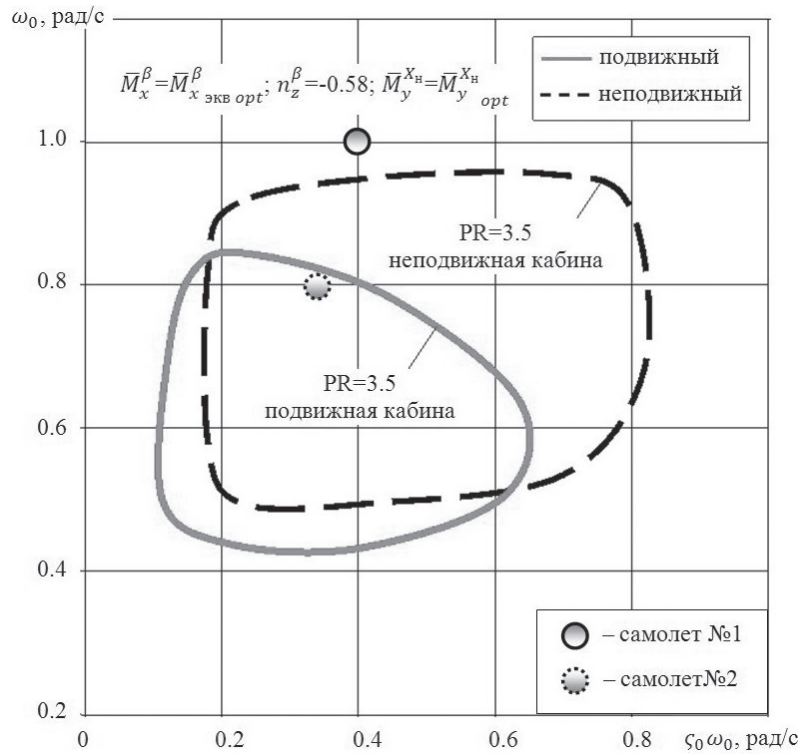


Рис. 1. Границы Уровня 1 управляемости в плоскости параметров собственная частота — демпфирование движения рыскания при моделировании на пилотажном стенде с подвижной и неподвижной кабиной

Согласно критерию, если  $\lambda > 2.7$  с, то при управлении педалями на режимах посадки возможно возникновение резкой реакции самолета. Оценить ухудшение управляемости (ухудшение оценок летчика  $\Delta PR$ ) в зависимости от параметра  $\lambda$  можно по зависимости, представленной на рис. 2.

Если описать динамику путевого движения эквивалентным звеном второго порядка, то параметр  $\lambda$  можно приближенно оценить по формуле

$$\lambda = \frac{(l - l_{мцу})}{g} \times \sqrt{\frac{\omega_0^2 + 2\zeta_0\omega_0\omega_0 \frac{\bar{M}_y^{X_H}}{\bar{M}_y^{X_H^*}} + \omega_0^2 T_{преф} \omega_0 \frac{\bar{M}_y^{X_H}}{\bar{M}_y^{X_H^*}}}{1 + 2\zeta_0\omega_0 T_{преф} + \omega_0 \frac{\bar{M}_y^{X_H}}{\bar{M}_y^{X_H^*}} T_{преф}}}, \quad (1)$$

где  $\bar{M}_y^{X_H}$  — параметр, характеризующий чувствительность управления в путевом канале;  $\bar{M}_y^{X_H^*}$  — константа, принятая равной 0.07 град/с<sup>2</sup>/мм [6];  $T_{преф}$  — постоянная времени префилтра в системе управления.

Из (1) видно, что влияние на PR собственной частоты  $\omega_0$  и демпфирования  $\zeta_0\omega_0$  не только вза-

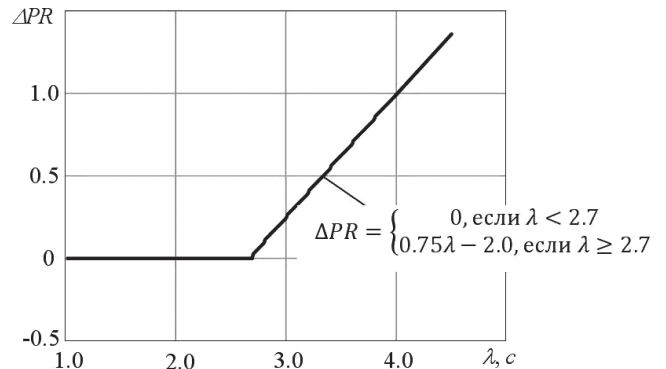


Рис. 2. Ухудшение оценок летчика в зависимости от параметра  $\lambda$

имосвязано, но и сложным образом зависит от положения летчика относительно мгновенного центра ускорений  $(l - l_{мцу})$ , чувствительности путевого управления  $\bar{M}_y^{X_H}$  и постоянной времени префилтра  $T_{преф}$ .

Причины влияния собственной частоты на PR становятся понятными из анализа переходных процессов самолета по боковой перегрузке в кабине летчика при создании одной и той же установившейся перегрузки (рис. 3). Из переходных процессов видно, что в первоначальный момент времени появляется высокочастотная компонента (импульсное изменение) перегрузки. Этот импульс по пе-

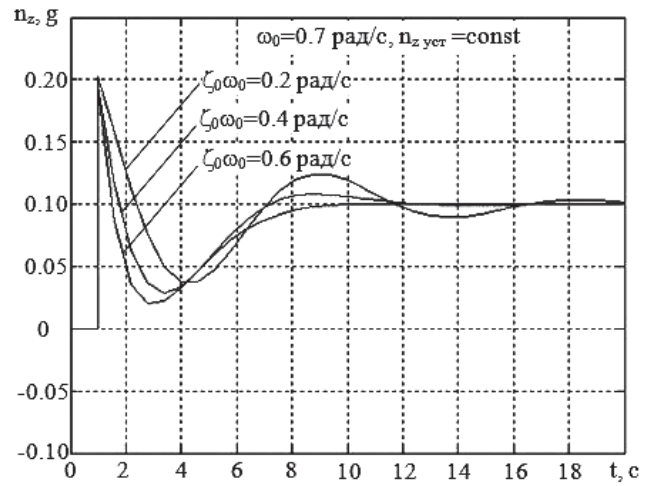
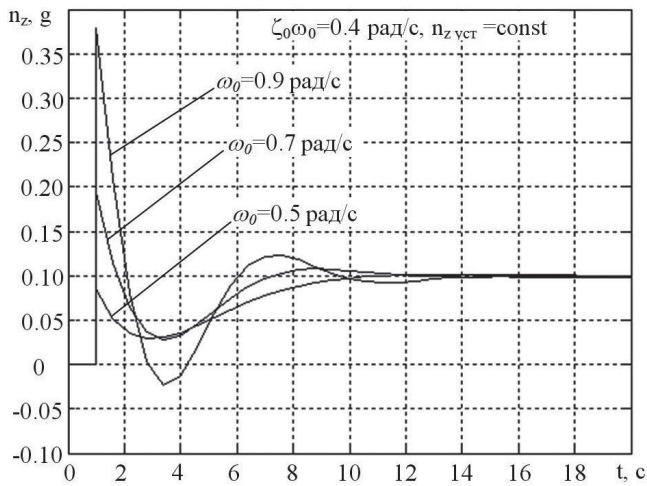


Рис. 3. Переходные процессы на ступенчатую дачу педали для различных величин собственной частоты при создании одной и той же перегрузки

регрузке и обуславливает негативное суждение летчика о реакции самолета. Чем больше собственная частота  $\omega_0$ , тем больше этот импульс.

Механизм влияния демпфирования  $\zeta_0\omega_0$  на возникновение РР можно проследить из данных, приведенных на рис. 4. На рисунке представлены переходные процессы по боковой перегрузке в кабине летчика при создании одной и той же установившейся перегрузки (вверху) и при одной и той же даче педалей (внизу) для разных величин  $\zeta_0\omega_0$ .

Видно, что с увеличением  $\zeta_0\omega_0$  пики перегрузки в кабине летчика становятся острее.

Введение префильтра в систему управления является одним из самых эффективных способов устранения РР. Механизм влияния префильтра на РР поясняют переходные процессы, представленные на рис. 5. Из рисунка видно, что увеличение постоянной времени префильтра приводит к уменьшению первоначального пика.

Согласно экспериментальным данным, для достижения наилучшей управляемости необходимо одновременное выполнение двух условий: обеспечение максимально высокого быстродействия и вместе с тем отсутствие резкой реакции. Эти условия сводятся к тому, что характеристики самолета должны находиться на границе появления РР, т.е. должны удовлетворять условию  $\lambda = 2.7$  с. Выполнение этого условия и составляет основу предлагаемой методики.

Эффективность данной методики подтверждается ее практическим использованием [12]. Точками на рис. 1 показаны динамические характеристики двух современных пассажирских самолетов (обозна-

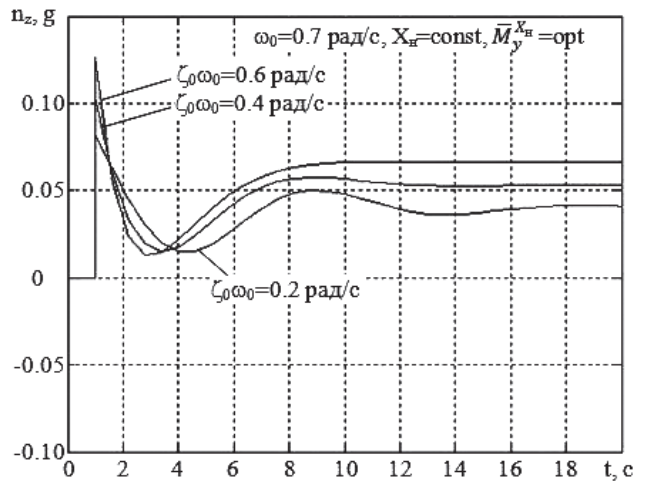


Рис. 4. Переходные процессы для различных величин демпфирования движения рыскания при создании постоянной перегрузки (вверху) и при одинаковом отклонении педали (внизу)

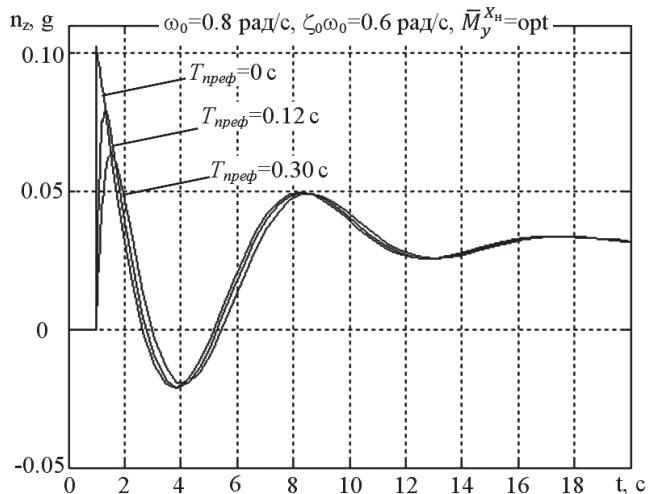


Рис. 5. Переходные процессы по перегрузке на месте летчика для различных величин постоянной времени префильтра  $T_{преф}$

ченных на рисунке номерами 1 и 2). Видно, что динамика пассажирского самолета №1 находится за

пределами допустимых величин собственной частоты и демпфирования. Для устранения возможной РР в систему управления был введен префильтр с постоянной времени  $T_{\text{преф}} = 0.3$  с, который позволил понизить параметр  $\lambda$  до значения 2.7 с и тем самым уменьшить высокочастотные боковые перегрузки. Динамика самолета №2 находится в области допустимых значений собственной частоты и демпфирования и не потребовала включения префильтра в систему управления.

*Применение разработанной методики.* В соответствии с выражением (1) для проведения оценки и выбора динамических характеристик самолета исходными данными являются:

- расстояние от места расположения летчика до мгновенного центра ускорений ( $l - l_{\text{мц}}$ );
- величины собственной частоты  $\omega_0$  и демпфирования  $\zeta_0 \omega_0$  движения рыскания;
- величина чувствительности управления  $\bar{M}_y^{X_n}$ ;
- значение постоянной времени префильтра  $T_{\text{преф}}$  в системе управления.

Для идентификации величин собственной частоты  $\omega_0$  и демпфирования  $\zeta_0 \omega_0$  изолированного движения рыскания современных высокоавтоматизированных самолетов можно использовать метод «эквивалентных систем» [13], принятый в некоторых нормативных документах и часто используемый на практике. Сущность этого метода состоит в аппроксимации движения самолета с системой управления звеном более низкого порядка.

Наиболее часто в качестве такой эквивалентной системы используют звено второго порядка с чистым запаздыванием. Так, для путевого канала управления эквивалентная передаточная функция от педалей к углу скольжения имеет вид

$$\frac{\beta}{X_n} = \frac{Ke^{-s\tau}}{s^2 + 2\zeta_0 \omega_0 s + \omega_0^2}. \quad (2)$$

Величины собственной частоты  $\omega_0$  и демпфирования  $\zeta_0 \omega_0$  путевого движения выбираются из условия наилучшего совпадения частотных характеристик, построенных для эквивалентной (2) системы и полной системы «самолет+СУУ».

Расстояние от центра масс до мгновенного центра ускорений можно приближенно оценить по следующей формуле:

$$l_{\text{мц}} \approx -\frac{n_z^{\delta_n}}{\bar{M}_y^{\delta_n}} g.$$

Под чувствительностью управления в путевом канале подразумевается параметр  $\bar{M}_y^{X_n} \approx \dot{\omega}_y^{X_n}$ . Физический смысл этой характеристики — выраженная в ускорениях величина путевого момента, который создается при единичном отклонении педалей в первый момент времени ( $t \rightarrow 0$ ).

Расчет  $\lambda$  выполняется согласно выражению (2). При  $\lambda > 2.7$  должна быть произведена коррекция параметров системы управления для приведения величины  $\lambda$  к значению 2.7.

Как видно из (1), такую коррекцию можно провести либо за счет увеличения постоянной времени префильтра  $T_{\text{преф}}$ , либо за счет изменения (уменьшения) чувствительности управления в путевом канале  $\bar{M}_y^{X_n}$ . Наиболее эффективным способом уменьшения  $\lambda$ , как это было отмечено ранее, является увеличение постоянной времени префильтра в системе управления. Однако при больших  $T_{\text{преф}}$  может наступить ухудшение управляемости из-за увеличения запаздывания в контуре управления. Поэтому значение  $T_{\text{преф}}$  необходимо выбирать при строгом соблюдении условия  $\lambda = 2.7$  с.

Устранение РР за счет снижения чувствительности управления допустимо только в случае, если другие способы подавления РР исчерпаны или отсутствуют. Дело в том, что уменьшение чувствительности от ее оптимального значения приводит к ухудшению оценок летчика и снижению качества пилотирования.

### Обеспечение оптимальной взаимосвязи движений рыскания и крена

При управлении педалями взаимовлияние путевого и поперечного движения самолета определяется параметром  $\bar{M}_x^{\beta}$ , характеризующим чувствительность момента по крену к приращению угла скольжения. Для современных самолетов с V-образным крылом и двигателями на пилонах параметр  $\bar{M}_x^{\beta}$  может достигать довольно больших значений. Без соответствующей автоматизации управляемость в путевом канале с такими значениями  $\bar{M}_x^{\beta}$  соответствовала бы границе 2-го Уровня управляемости ( $PR \geq 6.5$ ). Введение автоматизации позволяет уменьшить этот параметр таким образом, чтобы ее

эквивалентная величина  $\bar{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$ , т.е. величина  $\bar{M}_x^{\beta}$  с учетом работы автоматики, достигла оптимального уровня. При этом необходимо отметить, что полное устранение крена самолета от управления педалями, т.е. достижение условия  $\bar{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta} = 0$ , не является оптимальным с точки зрения оценок летчика.

В работах [8—10] предлагается критерий, позволяющий определить оптимальное значение параметра  $\bar{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$ . Согласно этому критерию, оптимальное значение параметра  $\bar{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$  достигается тогда, когда удовлетворяется следующее условие:

$$\left| W_{\gamma/\beta}(i\omega_*, \bar{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta \text{ опт}}) \right| = 1, \quad (3)$$

где  $W_{\gamma/\beta}$  — амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) передаточной функции  $\gamma/\beta$ ;  $\omega_*$  — некоторая «характерная» частота, зависящая от собственной частоты путевого движения  $\omega_* = 0,55 \omega_0$ .

Физическая сущность этого критерия состоит в том, что при вынужденных колебаниях самолета, вызванных синусоидальными отклонениями педалей с частотой  $\omega_*$ , соотношение амплитуд крена и скольжения при  $\bar{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta} = \bar{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta \text{ опт}}$  должно быть равно 1 независимо от динамических характеристик самолета.

Согласно критерию, оптимальная величина  $\bar{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$  в значительной степени зависит от собственной частоты движения рыскания и постоянной времени крена  $T_{\text{кр}}$ . Другие характеристики и параметры бокового движения самолета не влияют на выбор оптимальных величин  $\bar{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$ .

Провести оценку  $\bar{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta \text{ опт}}$  можно по зависимостям, представленным на рис. 6, или по следующей приближенной формуле, которая может быть получена из выражения (3):

$$\bar{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta \text{ опт}} = -\frac{0,55\omega_0}{T_{\text{кр}}} \sqrt{1 + 0,3\omega_0^2 T_{\text{кр}}^2}. \quad (4)$$

Рассматриваемый критерий позволяет расчетным путем выбрать коэффициенты системы управления, обеспечивающие выполнение условия

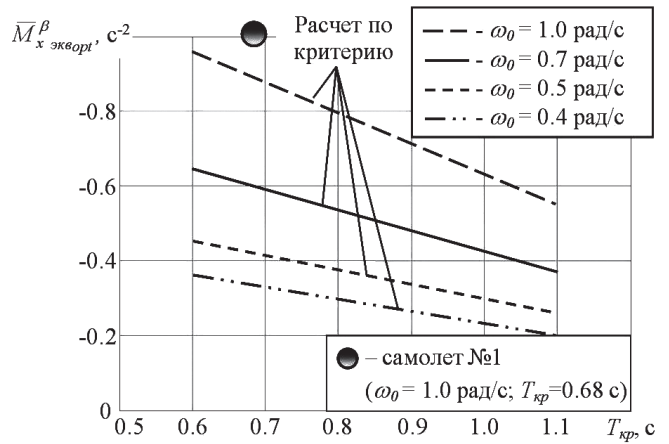


Рис. 6. Влияние динамических характеристик бокового движения на оптимальные величины  $\bar{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$

$\bar{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta} = \bar{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta \text{ опт}}$ , и, тем самым, сократить объем неизбежных экспериментальных исследований.

*Методика выбора параметров СУ, обеспечивающих оптимальное взаимодействие движений рыскания и крена.* Обеспечение (реализация) на современном высокоавтоматизированном самолете необходимой интенсивности взаимосвязи движений рыскания и крена (т.е.  $\bar{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$ ) возможно несколькими способами: (1) с помощью автоматизации, реализующей обратную связь по углу скольжения на отклонение органов поперечного управления, и (2) путем организации перекрестной связи от отклонения педалей на органы поперечного управления. Как показали проведенные эксперименты [14], оценка летчиком этих двух способов достижения оптимального взаимодействия движений рыскания и крена может различаться. Наиболее рациональным и лучшим с точки зрения летчиков является алгоритм с использованием сигнала автоматизации, реализующей обратную связь по углу скольжения на отклонение органов поперечного управления, так как, во-первых, он непосредственно влияет на величину параметра  $\bar{M}_{x_{\text{ЭКВ}}}^{\beta}$ ; во-вторых, его реализация не вызывает нежелательных побочных эффектов, усложняющих пилотирование.

Изложенный выше критерий (3) позволяет провести оценку взаимодействия движения рыскания и крена и выбор соответствующих коэффициентов в системе управления для любых видов реализации оптимального взаимодействия. В данной работе мы рассмотрим способ, основанный на использовании обратной связи по углу скольжения на элероны:

$$\delta_3 = K_{\beta}\beta. \quad (5)$$

Выбор потребных коэффициентов в системе управления для реализации оптимального взаимодействия движения рыскания можно провести двумя методами.

1. Из выражения (3) видно, что если модуль АЧХ передаточной функции  $\gamma/\beta$  на характерной частоте  $\omega_*$  равен 1, то  $\bar{M}_{x\text{экв}}^\beta$  соответствует оптимальному значению. Если же модуль  $W_{\gamma/\beta}(i\omega_*, \bar{M}_{x\text{экв}}^\beta)$  отличается от 1, то  $\bar{M}_{x\text{экв}}^\beta$  должна быть скорректирована путем изменения параметров системы управления. Такой способ позволяет провести оценку оптимальности  $\bar{M}_{x\text{экв}}^\beta$ , не проводя расчетов величины этого параметра, и может быть применен для любых видов алгоритмов работы автоматики.

Исходными данными для проведения оценки по данному методу являются:

- собственная частота движения рыскания самолета  $\omega_0$  для определения характерной частоты  $\omega_* = 0,55 \omega_0$ ;
- АЧХ функции  $W_{\gamma/\beta}$  на характерной частоте  $\omega_*$ .

Идентификацию величины собственной частоты движения рыскания можно провести с помощью метода «эквивалентных систем» (см. раздел 1).

Так как система управления современных самолетов содержит множество нелинейных элементов (зоны нечувствительности, ограничения и т.п.), для определения АЧХ функции  $W_{\gamma/\beta}$  можно применить способ, основанный на принципе гармонической линеаризации, используемом в некоторых стандартных программах [15, 16], а именно сначала строятся АЧХ передаточных функций  $W_{\gamma/\delta_n}$  и  $W_{\beta/\delta_n}$ . Для этого на вход системы управления подается синусоидальный сигнал по рулю направления с различными частотами; рассматриваемые частоты входного сигнала должны включать зону характерной частоты  $\omega_* = 0,55 \omega_0$ . Частотная характеристика функции  $W_{\gamma/\beta}$  определяется как результат деления амплитуд передаточных функций  $W_{\gamma/\delta_n}$  и  $W_{\beta/\delta_n}$  на рассматриваемых частотах.

Оценка оптимальности выбранных коэффициентов в алгоритмах работы автоматики проводится по величине амплитуды функции  $W_{\gamma/\beta}$  на характерной частоте  $\omega_* = 0,55 \omega_0$ . Если амплитуда боль-

ше или меньше 1, коэффициенты системы управления должны быть скорректированы соответствующим образом.

2. Согласно второму методу коэффициент  $K_\beta$ , необходимый для обеспечения оптимальной величины  $\bar{M}_{x\text{экв}}^\beta$ , может быть вычислен из условия

$$\bar{M}_x^\beta + \bar{M}_x^{\delta_\beta} K_\beta = \bar{M}_{x\text{экв}}^\beta \text{opt}, \quad (6)$$

$$\text{где } \bar{M}_x^\beta = \frac{qSl}{J_x} m_x^\beta; \quad \bar{M}_x^{\delta_\beta} = \frac{qSl}{J_x} m_x^{\delta_\beta}.$$

Величина  $\bar{M}_{x\text{экв}}^\beta$  рассчитывается по формуле (4). Исходными данными для расчета являются:

- собственная частота движения рыскания  $\omega_0$ ;
- постоянная времени движения крена  $T_{\text{кр}}$ .

Собственная частота определяется по методу «эквивалентных систем»; постоянную времени крена можно приближенно оценить по формуле

$$T_{\text{кр}} = -\frac{1}{\bar{M}_x^{\omega_x}},$$

$$\text{где } \bar{M}_x^{\omega_x} = \frac{qSl^2}{J_x 2V} m_x^{\omega_x}.$$

После расчета коэффициента  $K_\beta$  необходимо провести оценку возможности его реализации с точки зрения потребного угла отклонения элеронов. Если значение полученного коэффициента обратной связи по углу скольжения  $K_\beta$  слишком большое, требуется проверка на устойчивость системы замкнутого контура «самолет—система управления».

В первом приближении расчет потребного угла отклонения элеронов выполняется по выражению (5). При расчете следует исходить из максимального бокового ветра при посадке  $\sim 15$  м/с, что соответствует примерно  $\beta = 12,5^\circ$ .

### Обеспечение оптимальной чувствительности управления

В данном разделе рассматриваются два критерия, подробное описание которых дается в работах [7, 8]. Один критерий позволяет провести оценку оптимальности чувствительности управления во временной области, другой — в частотной. Оба критерия дают одинаковую точность результатов,

но в одних случаях удобнее использовать амплитудно-частотный, а в других — временной критерий. Например, предлагаемый частотный критерий удобен для понимания того, как влияют динамические характеристики самолета на оптимальную величину чувствительности управления, поскольку представляет в явном виде (в виде формулы) зависимость оптимальной чувствительности управления от всех характеристик самолета. Временной критерий менее наглядный, но он более удобен для нормирования чувствительности управления и проверки соответствия самолета этим нормам в летных испытаниях. Временной критерий может оказаться более удобным для выбора чувствительности путевого управления в тех случаях, когда при анализе управляемости самолета используются переходные процессы.

1. Методика оценки оптимальной чувствительности управления по частотному критерию.

Согласно критерию, оптимальная величина чувствительности управления выбирается так, чтобы значение АЧХ передаточной функции от педалей к угловой скорости рыскания  $W_{\omega_y/X_H}(j\omega)$  на харак-

терной частоте  $\omega_*$  было равно некоторой величине параметра  $A$ :

$$\left| W_{\omega_y/X_H}(j\omega_*, \bar{M}_{y\text{opt}}^{X_H}, \omega_0, \zeta_0, \dots) \right| = A(P^x, P_0, P_{тр}), \quad (7)$$

где  $P^x$  — градиент загрузки педалей;  $P_0$  — предварительный затяг;  $P_{тр}$  — трение.

Значение параметра  $A$  не зависит от динамических характеристик самолета, но является функцией характеристик загрузки педалей. Зависимость

параметра  $A$  от характеристик загрузки представлено на рис. 7. Характерная частота  $\omega_*$  определяется как  $\omega_* = 0,55 \omega_0$ .

Как показано в [7, 8], оптимальные величины  $\bar{M}_{y\text{opt}}^{X_H}$  зависят от собственной частоты и демпфирования движения рыскания. Так, если характеристики загрузки педалей соответствуют Уровню 1, оценить эти зависимости можно по графику на рис. 8.

Исходя из формулировки критерия, оценку оптимальности чувствительности управления можно провести двумя способами. Первый способ основан на анализе частотной характеристики  $W_{\omega_y}(j\omega)$  и не требует вычисления значения  $\bar{M}_{y\text{opt}}^{X_H}$ .

Исходные данные для проведения оценки:

- АЧХ функции  $W_{\omega_y}(j\omega)$  (процедура определения подобна выше изложенной);
- значение собственной частоты  $\omega_0$  для определения  $\omega_*$ ;
- величины характеристик загрузки педалей для определения параметра  $A$  согласно зависимости на рис. 7.

Если на характерной частоте  $\omega_*$  амплитуда функции  $W_{\omega_y}(j\omega)$  отличается от значения параметра  $A$  для данных характеристик загрузки педалей, то чувствительность управления необходимо скорректировать соответствующим подбором коэффициента передачи от педалей к рулю направления  $K_{шн}$ .

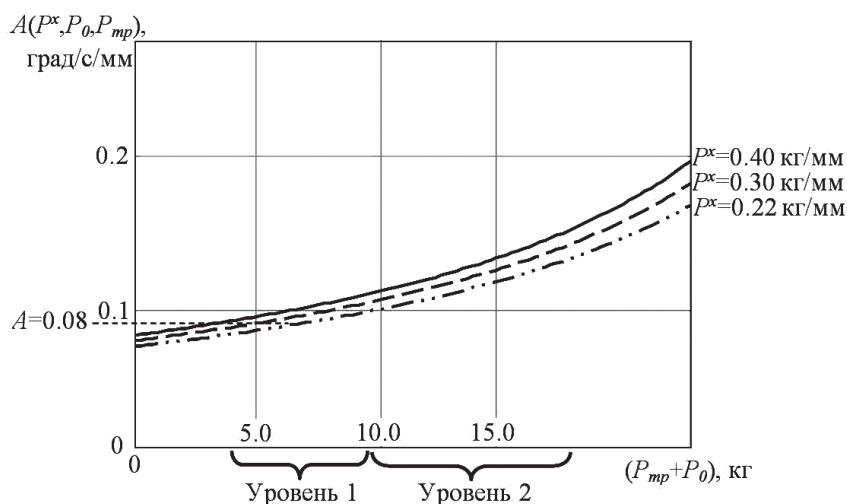


Рис. 7. Зависимость параметра  $A$  от характеристик загрузки педалей



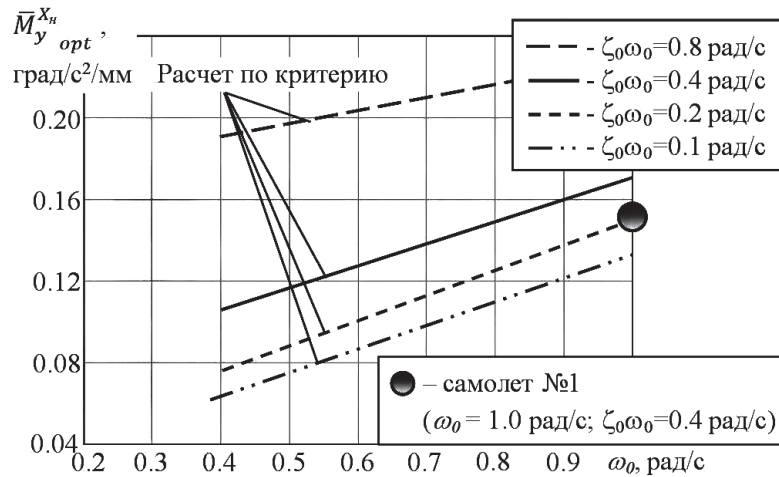


Рис. 8. Зависимость оптимальной чувствительности управления от динамических характеристик путевого канала управления

Как видно из рис. 7, при изменении характеристик загрузки педалей в пределах Уровня 1 оптимальные величины  $\bar{M}_y^{X_n}$  изменяются незначительно (не более  $\pm 10\%$ ). В этом случае в рассматриваемом критерии предлагается положить  $A(P^x, P_0, P_{тр}) = \text{const} = 0.08$  град/с/мм. Тогда, для оценки оптимальности чувствительности управления можно предложить второй способ, который предполагает использование зависимости, показанной на рис. 8.

Исходные данные для проведения расчетов по второму способу:

— собственные частоты  $\omega_0$  и демпфирования движения рыскания  $\zeta_0\omega_0$ , которые определяются методом «эквивалентных систем» (см. раздел 1).

Обеспечение оптимальности чувствительности управления достигается соответствующим выбором коэффициента передачи от педалей к рулю направления, т.е.

$$K_{\text{шн}} = \frac{\bar{M}_y^{X_n \text{opt}}}{\bar{M}_y^{\delta_n}}$$

где  $\bar{M}_y^{\delta_n} = \frac{qSl}{J_y} m_y^{\delta_n}$ .

Величина  $\bar{M}_y^{X_n \text{opt}}$  находится по зависимости на рис. 8.

Если коэффициент передачи  $K_{\text{шн}}$ , полученный из условия обеспечения оптимальной чувствительности самолета по рысканию, не выполняет требование к необходимой эффективности управления при полном отклонении педали, то необходимо введение нелинейного по ходу педали коэффициента

передачи  $K_{\text{шн}}$ , который на начальном участке (до 50% отклонения педалей) обеспечивает оптимальную чувствительность управления, а на конечном участке — требуемую эффективность управления.

2. Методика оценки оптимальной чувствительности управления по временному критерию.

Физический смысл временного критерия состоит в том, что летчик выбирает оптимальную чувствительность путевого управления так, чтобы при любых динамических характеристиках самолета на определенное отклонение педалей достигалась определенная максимальная скорость рыскания.

Сущность критерия поясняют приведенные на рис. 9 переходные процессы по  $\omega_y$  для различных комбинаций динамических характеристик с оптимальными величинами  $\bar{M}_y^{X_n}$ , выбранными в экспериментах. Видно, что для разных динамических характеристик самолета при оптимально выбранных  $\bar{M}_y^{X_n}$  максимальные величины скорости рыскания, которые достигаются в течение 3.5 с, оказываются примерно одинаковыми, несмотря на большой диапазон изменения динамических характеристик самолета и существенное различие других характеристик переходных процессов.

В соответствии с временным критерием оптимальная величина  $\bar{M}_y^{X_n}$  определяется из выражения

$$\bar{M}_y^{X_n \text{opt}} = \frac{\bar{M}_y^{X_n} X_0}{\max \omega_y(t)} A(P^x, P_0, P_{тр}), \tag{8}$$

где  $X_0$  — ступенчатое отклонение педалей;

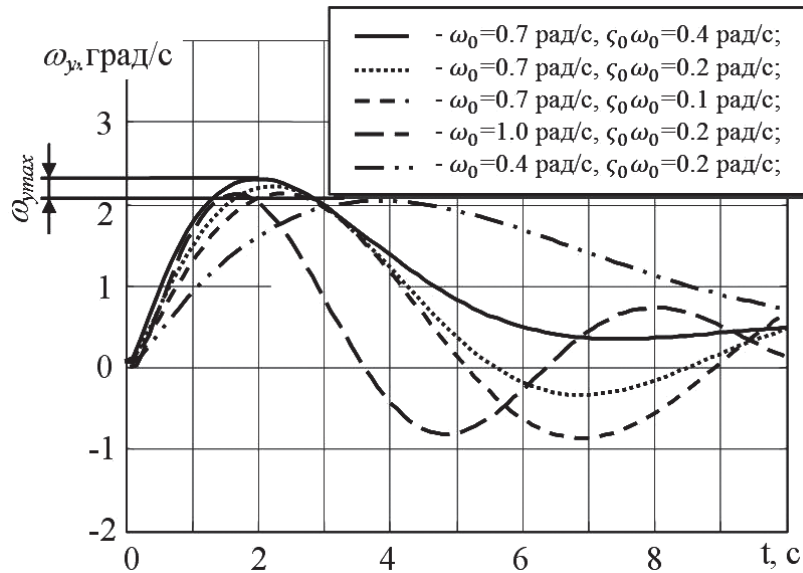


Рис. 9. Переходные процессы по угловой скорости рыскания на ступенчатое отклонение педалей, одинаковое для всех рассмотренных комбинаций динамических характеристик

$\max \omega_y(t)$  — максимальная угловая скорость рыскания в интервале времени  $0 \leq t \leq 3.5$  с;

$A(P^x, P_0, P_{тр})$  — та же функция характеристик загрузки педалей, как и в частотном критерии; определяется по графику на рис. 7;

$\bar{M}_y^{X_n}$  — чувствительность управления, при которой был получен переходной процесс по  $\omega_y$ .

Если характеристики загрузки педалей соответствуют Уровню 1 оценок управляемости, то  $A(P^x, P_0, P_{тр}) = 0.08$  град/с/мм. В этом случае временной критерий для определения оптимальной величины  $\bar{M}_y^{X_n}$  принимает более простой и удобный вид:

$$\frac{\bar{M}_y^{X_n \text{ опт}}}{\bar{M}_y^{X_n}} = 0,08 \frac{X_0}{\max \omega_y(t)}. \quad (9)$$

Отсюда следует методика определения оптимальности чувствительности управления: если угловая скорость рыскания при отклонении педалей на 20 мм равна 1.6 град/с, то чувствительность путевого управления является оптимальной. Если эта величина меньше (или больше) 1.6 град/с, то чувствительность путевого управления повышенная (или пониженная) и коэффициент передачи  $K_{шн}$  в путевом канале управления следует уменьшить (или увеличить) в соответствующее число раз. При этом

для решения рассматриваемого вопроса нет необходимости знать величину  $\bar{M}_y^{X_n}$ , при которой был определен переходной процесс.

В заключение этого раздела необходимо сделать еще одно замечание, общее для двух представленных методов определения оптимальной чувствительности управления. Выбор оптимальной чувствительности управления в путевом канале зависит не только от динамических характеристик, но и от параметра  $\bar{M}_{x_{экв}}^\beta$ . Если интенсивность реакции самолета по крену на отклонение педалей превышает оптимальное значение, т.е.

$$\bar{M}_{x_{экв}}^\beta > \bar{M}_{x_{экв \text{ опт}}}^\beta,$$

то летчики выбирают меньшую чувствительность по рысканию, чтобы каким-то образом снизить этот кренящий момент.

На рис. 10 представлена зависимость оптимальной чувствительности управления при отклонении амплитуды передаточной функции  $W_{\gamma/\beta}$  от 1, т.е. при  $\bar{M}_{x_{экв}}^\beta > \bar{M}_{x_{экв \text{ опт}}}^\beta$ . Интенсивность уменьшения чувствительности управления зависит от величины собственного демпфирования движения рыскания: чем больше  $\zeta_0 \omega_0$ , тем интенсивнее снижается выбираемая летчиком чувствительность управления в путевом канале.

Для учета влияния повышенного значения  $\bar{M}_{x_{экв}}^\beta$  на выбор чувствительности управления не-

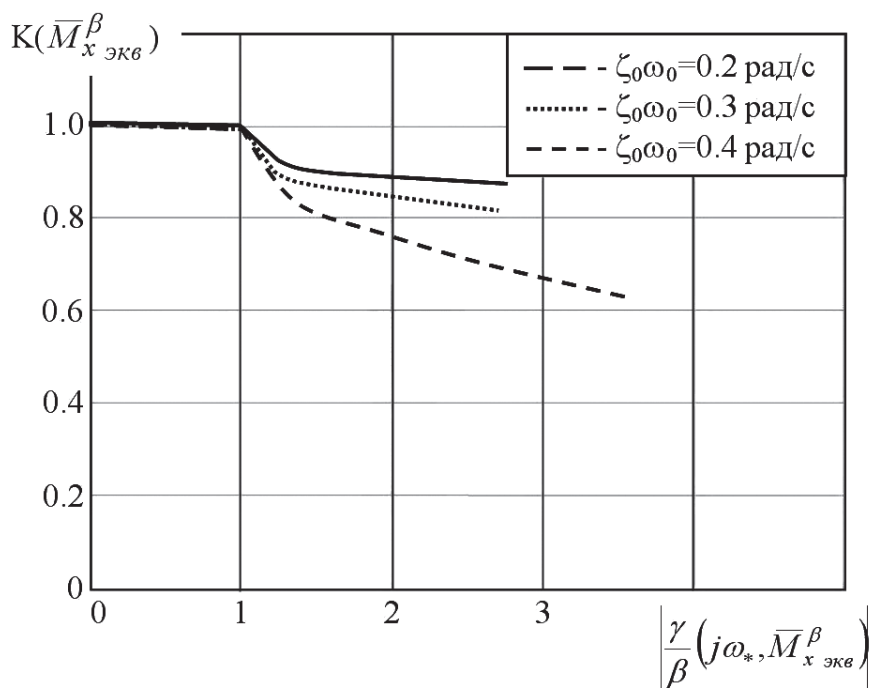


Рис. 10. Поправочный коэффициент для выбора чувствительности управления в случае неоптимальности характеристики  $\bar{M}_{x \text{ экв}}^\beta$

обходимо произвести расчеты эквивалентных величин собственной частоты и демпфирования, а также амплитуды функции  $W_{\gamma/\beta}$  на характерной частоте  $\omega_*$  (см. предыдущие разделы). Если

$$\left| W_{\gamma/\beta}(j\omega_*, \bar{M}_{y \text{ экв опт}}^\beta) \right| > 1, \text{ то произведенные оценки}$$

оптимальной чувствительности управления должны быть снижены в соответствии с функцией, представленной на рис. 10.

Так, для самолета №1 (см. рис. 6) параметр  $\bar{M}_{x \text{ экв}}^\beta$  превышает оптимальное значение, вычисленное по критерию (4), примерно на 15%. В связи с этим для компенсации чрезмерной реакции самолета по крену на отклонение педалей в экспериментах летчик выбрал значение чувствительности управления самолета  $\bar{M}_y^{X_n} = 0.15$  град/с<sup>2</sup>/мм, что примерно на 15–20% ниже, чем рекомендуется для самолета №2 с динамическими характеристиками  $\omega_0 = 1.0$  рад/с,  $\zeta_0 \omega_0 = 0.4$  рад/с (см. рис. 8, точкой показана чувствительность, выбранная летчиком для самолета №1). Такое снижение чувствительности совпадает с рекомендациями, показанными на рис. 10.

### Выводы

1. Проведен анализ критериев, разработанных ранее для оценки оптимальности выбора характеристик управляемости в путевом канале управления самолета, с точки зрения их применимости к современному высокоавтоматизированному самолету.

2. На основе этих критериев разработана инженерная методика выбора параметров системы управления, обеспечивающих оптимальность динамических характеристик самолета, характеристик чувствительности управления и характеристик, обеспечивающих наилучшее взаимодействие движений рыскания и крена для достижения наилучшей управляемости.

3. Разработанные критерии дают физическое обоснование оптимальности характеристик путевого канала управления и могут применяться не только для предварительного выбора характеристик в путевом канале управления и способов их реализации на современном высокоавтоматизированном самолете, но и для оценки оптимальности уже установленных на самолете.

*Автор признателен своим коллегам В.С. Перебатову, А.Н. Козяйчеву, П.В. Кузьмину за помощь в проведении экспериментальных исследований и анализе полученных результатов. Отдельная благодарность Ю.Ф. Шелюхину за ряд полезных замечаний, сделанных во время подготовки данной статьи.*

## Библиографический список

1. Кофман В.Д., Полтавец В.А., Мулкиджанов И.К. Уроки авиационных происшествий // Вестник Московского авиационного института. 2005. Т. 12. № 2. С. 62-71.
2. Бюшигенс Г.С., Студнев Р.В. Динамика продольного и бокового движения. — М.: Машиностроение, 1979. — 352 с.
3. Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. Управление полетом самолетов. — М.: Машиностроение, 1991. — 272 с.
4. Ефремов А.В., Коровин А.А. Модификация критериев оценки пилотажных характеристик и явления раскачки самолета летчиком // Труды МАИ. 2012. № 55. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=30131>
5. In-Flight Separation of Vertical Stabilizer, American Airlines Flight 587, Airbus Industry A300-605R, N14053, Belle Harbor, New York, November 12, 2001. — Aircraft Accident Report NTSB/AAR-04/04 (Washington, DC: NTSB, 2004), 212 p.
6. Lee B., Zaichik L., Rodchenko V., Perebatov V. Analysis of Requirements for Directional Dynamics // AIAA-2006-6497, AIAA AFM Conference, Keystone, CO, USA, 2006.
7. Lee B., Zaichik L., Rodchenko V., Perebatov V. Criteria To Select Directional Control Sensitivity // AIAA-2005-6033, AIAA AFM Conference, San-Francisco, CA, USA, 2005.
8. Десятник П.А., Зайчик Л.Е., Перебатов В.С., Яшин Ю.П. Критерии выбора оптимальной чувствительности управления педалями магистрального самолета // XXIII научно-техническая конференция по аэродинамике: Сборник тезисов. — М.: ЦАГИ, 2012. С. 93-94.
9. Десятник П.А. Критерии выбора оптимальной чувствительности управления для современных магистральных самолетов // 13-я Международная конференция «Авиация и космонавтика — 2014»: Сборник тезисов. — М.: МАИ, 2014. С. 318-319.
10. Десятник П.А. Критерий выбора оптимальных величин поперечной статической устойчивости самолета в задаче захода на посадку // Ученые записки ЦАГИ. 2015. Т. XLVI. № 7. С. 42-54.
11. Десятник П.А. Моделирование на пилотажном стенде резкой реакции самолета в путевом канале управления // Ученые записки ЦАГИ. 2010. Т. XLI. № 4. С. 79-85.
12. Десятник П.А., Козьяйчев А.Н., Кузьмин П.В. Оценка характеристик управляемости современного высокоавтоматизированного пассажирского самолета в путевом канале управления // XXVI научно-техническая конференция по аэродинамике: Сборник тезисов. — М.: ЦАГИ, 2015. С. 109.
13. Hodgkinson J. Aircraft Handling Qualities // AIAA Education Series, 1998, p. 246.
14. Десятник П.А., Козьяйчев А.Н. Оценка различных способов обеспечения оптимальной взаимосвязи движения крена и рыскания современного высокоавтоматизированного магистрального самолета // XXV научно-техническая конференция по аэродинамике: Сборник тезисов. — М.: ЦАГИ, 2014. С. 114-115.
15. Кувшинов В.М., Анимациа О.В. Программный комплекс FlightSim для моделирования и анализа динамики самолета с системой управления в среде MATLAB/Simulink // Техника Воздушного Флота. 2004. Т. LXXVIII. №1 (666). С. 1-10.
16. Кувшинов В.М., Анимациа О.В. Программный комплекс FlightSim — современное средство моделирования и анализа динамики ЛА с системами управления // Труды ЦАГИ. 2011. Вып. 2699. С. 34-44.

## OPTIMIZATION OF HIGHLY AUTOMATED AIRCRAFT HANDLING CHARACTERISTICS IN DIRECTONAL CONTROL CHANNEL

Desyatnik P.A.

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,  
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia  
e-mail: [desiatnik\\_pavel@mail.ru](mailto:desiatnik_pavel@mail.ru)

### Abstract

Topicality of stability and controllability characteristics selecting methods development, when employing rudder control, is caused by a number of incidents stipulated by the directional control channel drawbacks. An aircraft controllability in directional channel is completely defined by its dynamic characteristics, sensitivity and control efficiency characteristics, as well as by the characteristics defining yaw/roll motion interaction.

The paper considers earlier developed aircraft controllability criteria in directional control channel and analyzes them from the viewpoint of applicability to modern passenger plane with advanced automation.

One of the issues tackled in the paper consists in ensuring aircraft reasonable dynamic characteristics. All existing regulatory documents usually place demands on dynamic characteristics from the viewpoint of ensuring enough response speed in aircraft control channel.

However, earlier studies revealed that unreasonably high response speed could become the reason of aircraft so-called «sharp response» on pilot's effort. Thus, the requirements to should have upper bound. The paper presents the technique of criterion parameter determination, allowing determine an aircraft inclination to sharp response occurrence and the ways to its elimination by relevant selection of control system characteristics.

For modern aircraft with V-shaped wing and engines mounted on pylons, parameter, defining aircraft directional and lateral motions interaction, may attain rather high values. Automation introduction allows decrease this value, so that its equivalent value, i. e. the value with account for automation operation achieves an optimal value. The paper presents control system parameters selection technique ensuring optimal yaw/roll motion interaction.

The authors envisage two criteria to determine optimal control sensitivity. One criterion allows estimate sensitivity optimality in time domain, and the other in frequency domain. Both criteria give the same accuracy of the obtained results. The paper presents detailed technique for optimality evaluation of rudder control sensitivity in relation to aircraft dynamic characteristics and control stick loading characteristics.

The developed criteria give physical vindication of directional control channel characteristics optimality. They can be applied not only for preliminary selection of characteristics in directional control channel and ways of their realization on modern highly automated aircraft, but also for evaluation of mounted on the in-service aircraft.

**Keywords:** control characteristic, highly automated aircraft, directional channel, control sensitivity.

## References

1. Kofman V.D., Poltavets V.A., Mulkidzhanov I.K. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2005, vol. 12, no. 2, pp. 62-71.
2. Byushgens G.S., Studnev R.V. *Dinamika prodol'nogo i bokovogo dvizheniya* (Longitudinal and Lateral Dynamics), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 352 p.
3. Gus'kov Yu.P., Zagainov G.I. *Upravlenie poletom samoletov* (Aircraft Flight Control), Moscow, Mashinostroenie, 1991, 272 p.
4. Efremov A.V., Korovin A.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 55, available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/eng/published.php?ID=30131> (accessed 16.05.2012)
5. *In-Flight Separation of Vertical Stabilizer, American Airlines Flight 587*, Airbus Industry A300-605R, N14053, Belle Harbor, New York, November 12, 2001. – Aircraft Accident Report NTSB/AAR-04/04 (Washington, DC: NTSB, 2004), 212 p.
6. Lee B.P., Zaichik L.E., Rodchenko V.V., Perebatov V.S. Analysis of Requirements for Directional Dynamics, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, Keystone, CO, 2006, paper no. AIAA-2006-6497.
7. Lee B.P., Zaichik L.E., Rodchenko V.V., Perebatov V.S. Criteria To Select Directional Control Sensitivity, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, San-Francisco, CA, 2005, paper no. AIAA-2005-6033.
8. Desyatnik P.A., Zaichik L.E., Perebatov V.S., Yashin Yu.P. *Materialy XXIII nauchno-tehnicheskoi konferentsii po aerodinamike*, Moscow, 2012, pp. 93-94.
9. Desyatnik P.A. *Materialy 13 Mezhdunarodnoi konferentsii "Aviatsiya i Kosmonavtika - 2014"*, Moscow, 2014, pp. 318-319.
10. Desyatnik P.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2015, vol. 46, no. 7, pp. 42-54.
11. Desyatnik P.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2010, vol. 41, no. 4, pp. 79-85.
12. Desyatnik P.A., Kozyaichev A.N., Kuz'min P.V. *Materialy XXVI nauchno-tehnicheskoi konferentsii po aerodinamike*, Moscow, 2015, pp. 109.
13. Hodgkinson J. *Aircraft Handling Qualities*, AIAA Education Series, Reston, VA. The American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998, 246 p.
14. Desyatnik P.A., Kozyaichev A.N. *Materialy XXV nauchno-tehnicheskoi konferentsii po aerodinamike*, Moscow, 2014, pp. 114-115.
15. Kuvshinov V.M., Animitsa O.V. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2004, vol. 78, no. 1 (666), pp. 1-10.
16. Kuvshinov V.M., Animitsa O.V. *Trudy TsAGI*, 2011, vol. 2699, pp. 34-44.