

Проектирование системы снижения маневренных нагрузок для магистрального пассажирского самолета

© Е.А. Лазутин, И.В. Чубарев

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Россия

Рассмотрена система снижения маневренных нагрузок применительно к прототипу современного ближнемагистрального пассажирского самолета, оснащенного цифровой системой управления полетом. Описаны варианты структур системы снижения маневренных нагрузок, исходя из особенностей информационного обеспечения системы управления полетом, особенностей архитектуры силовой части и надежности ее элементов, выбрана оптимальная структура. При расчете параметров указанной системы использована математическая модель самолета, позволяющая учитывать упругость элементов его конструкции. Проведены расчеты, которые дают возможность оценить эффективность системы по снижению изгибающих моментов крыла при маневрировании с учетом особенностей функционирования системы управления полетом рассматриваемого объекта управления.

Ключевые слова: система снижения маневренных нагрузок, изгибающий момент крыла, нормальная перегрузка, интерцепторы, элероны, цифровая система управления полетом

Введение. Система снижения маневренных нагрузок относится к классу активных систем управления самолетом [1–3], предназначенных для улучшения его летно-технических характеристик (ЛТХ) за счет снижения массы конструкции. Она построена на принципе непосредственной разгрузки конструкции, который заключается в перераспределении подъемной силы по размаху крыла таким образом, что при выходе самолета на предельную перегрузку разгружаются концевые сечения крыла и догружаются его корневые сечения, вследствие чего происходит уменьшение изгибающего момента крыла практически по всему размаху. Этого можно достичь с помощью отклонения концевых органов управления, расположенных на крыле. В целях сохранения заданной перегрузки компенсация потери подъемной силы осуществляется за счет увеличения угла атаки.

Из всего класса активных систем к рассматриваемой предъявляются наименьшие требования по быстродействию приводов органов управления. Для ее работы нет необходимости в специальных датчиках — в наиболее простом варианте реализации системы значение имеет только датчик перегрузки, расположенный вблизи центра масс самолета. Поскольку современные пассажирские самолеты имеют цифровую систему управления полетом, реализация алгоритмов системы снижения маневренных нагрузок не составляет большого труда.

Несмотря на кажущуюся простоту системы, при ее разработке для конкретного объекта управления (ближнемагистрального пассажирского самолета) необходимо решить некоторые принципиальные вопросы, связанные с выбором:

- требуемого уровня снижения нагрузок;
- управляющих органов;
- управляющего сигнала.

При этом важно обеспечить минимальное влияние системы снижения маневренных нагрузок на характеристики устойчивости и управляемости самолета.

Решение каждого вопроса будет зависеть от особенностей объекта управления, включающих в себя информационное обеспечение, архитектуру и надежность элементов системы управления, эффективность органов управления, нагружение конструкции самолета с учетом упругости ее элементов и др., и даст возможность определить как структуру, так и параметры системы снижения маневренных нагрузок.

Целью настоящей работы является разработка системы снижения маневренных нагрузок применительно к прототипу современного ближнемагистрального пассажирского самолета, оснащенного цифровой системой управления полетом. С учетом особенностей самолета как объекта управления при использовании метода математического моделирования исследованы вопросы совмещения рационального выбора управляющих органов, управляющего сигнала и параметров системы, обеспечивающих снижение нагрузок до заданного уровня, требуемую надежность ее функционирования и минимальное влияние на управляемость самолета.

Объект управления. Проектирование системы снижения маневренных нагрузок осуществляется для прототипа ближнемагистрального пассажирского самолета, выполненного по нормальной аэродинамической схеме, с низкорасположенным стреловидным крылом и стреловидным горизонтальным оперением на фюзеляже. На пилонах под крылом установлены два турбореактивных двухконтурных двигателя. Самолет имеет традиционные органы управления: управляемый стабилизатор для продольной балансировки; двухсекционный руль высоты для маневрирования в продольном движении; концевые элероны и трехсекционные интерцепторы для обеспечения управляемости по крену; руль направления для управления по рысканию. Помимо перечисленных органов управления на каждой консоли крыла установлены односекционные воздушные тормоза, используемые для торможения на пробеге. Крыло снабжено высокоэффективной механизацией, состоящей из четырехсекционного предкрылка и двухсекционного закрылка, расположенных на каждом полукрыле.

Управление аэродинамическими поверхностями от постов управления, расположенных в кабине экипажа, обеспечивается посредством цифровой системы управления полетом. Отклонение руля высоты, элеронов, интерцепторов и руля направления осуществляется с помощью электрогидравлических рулевых приводов (ЭГРП), соединенных механически с каждой поверхностью.

В качестве исполнительных органов системы снижения маневренных нагрузок возможно использование элеронов, каждый из которых имеет по два ЭГРП, и внешних секций интерцепторов (секции имеют по одному ЭГРП).

Описание математической модели с учетом упругости конструкции самолета. Для определения структуры системы снижения маневренных нагрузок и ее параметров в качестве исходных данных необходимо использовать показатели аэродинамических нагрузок, действующих на крыло с учетом упругости его конструкции.

С помощью программных комплексов MSC.NASTRAN и MSC.FlightLoads созданы конечно-элементная, массовая и аэродинамическая модели, построены сплайны, связывающие нагрузки и перемещения на аэродинамической и конечно-элементной моделях и проведен расчет с учетом упругости конструкции самолета. Для представления упругомассовых свойств самолета использованы девять упругих поверхностей, соответствующих девяти геометрическим агрегатам. Для фюзеляжа, крыла и оперения используется балочная схематизация [4, 5]. Аэродинамические свойства фюзеляжа моделируются двумя несущими плоскостями: в горизонтальной и вертикальной плоскости (по схеме «крест»). Горизонтальный фюзеляж и бортовая хорда крыла находятся в разных плоскостях (схема «низкоплан»), поэтому для выполнения граничных условий добавлена вертикальная стенка. Между горизонтальным оперением и фюзеляжем также добавлена вертикальная стенка. Для описания начальной кривизны и крутки крыла (стапельной формы) использованы аэродинамические профили в пяти сечениях крыла. Между сечениями кривизна и крутка вычисляются линейной интерполяцией по линиям равных процентов по местной хорде.

Определение нагрузок на конструкцию летательного аппарата связано с решением задачи аэроупругости при стационарном или квазистационарном маневре. При квазистационарном подходе считается, что аэродинамические силы зависят от распределения углов атаки в данный момент времени и не зависят от предыстории движения.

Наличие плоскости симметрии самолета позволяет рассматривать отдельно задачи динамики продольного и бокового движения с учетом упругости конструкции самолета. При этом, соответственно, учитываются симметричные и антисимметричные формы упругих колебаний конструкции.

Рассматривая продольное движение, введем следующий вектор-столбец обобщенных координат

$$r = (r_{-1}, r_0, r_1, \dots, r_n, \delta_1, \dots, \delta_k)^T,$$

где r_{-1} — вертикальное перемещение центра тяжести самолета; r_0 — поворот самолета как жесткого тела вокруг центра тяжести; r_i — упругие колебания конструкции по i -му симметричному упругому тону при фиксированных органах управления, $i = 1, \dots, n$, n — число учитываемых симметричных упругих тонов; δ_j — отклонение j -го руля продольного управления, расположенного на хвостовом оперении (стабилизатор и руль высоты) или на крыле (симметрично отклоняемые элероны), $j = 1, \dots, k$.

Тогда при квазистационарном подходе уравнения возмущенного продольного движения упругого самолета можно представить в виде

$$C\ddot{r} + (\rho VD + D^K)\dot{r} + (\rho V^2 B + G^K)r = -ge + \rho V^2 h + R_y y_{шт}, \quad (1)$$

где C — матрица обобщенных инерционных коэффициентов; ρ — плотность воздуха; V — скорость полета; D, B — матрицы аэродинамического демпфирования и аэродинамической жесткости соответственно; D^K, G^K — диагональные матрицы конструкционного демпфирования и конструкционной жесткости соответственно, их первые два столбца равны нулю; g — ускорение свободного падения; $e = [m/f_{-1}, 0, \dots, 0]^T$: m — масса самолета; f_{-1} — форма вертикального смещения, соответствующая обобщенной координате r_{-1} ($f_{-1} = \text{const}$); $h = [h_{-1}, h_0, h_1, \dots, h_{n+k}]$ — вектор влияния стапельной крутки, кривизны профиля крыла и горизонтального оперения на обобщенные аэродинамические силы; R_y — матрица управляющего воздействия на рули продольного управления; $y_{шт} = (y_{шт1}, \dots, y_{штk})^T$ — вектор отклонений штоков рулевых приводов рулей продольного управления относительно их силовых цилиндров.

Уравнение (1) получено для связанной системы координат, оси которой совпадают с главными осями инерции самолета. Для определения аэродинамических коэффициентов уравнения (1) используется панельный метод, в частности метод плоской несущей поверхности, для которой можно получить зависимость между перепадами давления на панели [6].

Необходимо найти решение уравнения (1) для условий, установившихся в вертикальной плоскости полета при заданных параметрах движения самолета: скорости полета (V), высоты (H), угла атаки (α), угловой скорости тангажа (ω_z) и, соответственно, при фиксированном положении органов продольного управления (руля высоты, стабили-

затора, симметрично отклоненных элеронов или интерцепторов). Тогда установившийся изгибающий момент крыла $M_i^{\text{изг}}(z)$ можно рассчитать по зависимости

$$M_i^{\text{изг}}(z) = EJ(z)f_{\text{кр}i}''(z),$$

где $EJ(z)$ — жесткость крыла на изгиб; $f_{\text{кр}i}''(z)$ — i -я форма изгиба крыла.

Выбор структуры системы снижения маневренных нагрузок. Рассмотрим представленные в работе [2] возможные варианты использования органов управления в системе снижения маневренных нагрузок.

1. Использование только органов управления, расположенных в концевых сечениях крыла (элеронах, интерцепторах), уменьшение изгибающего момента и подъемной силы. Для восстановления заданной перегрузки — увеличение угла атаки.

2. Отклонение закрылка вниз, расположенного вблизи корневого сечения крыла, что способствует увеличению подъемной силы и изгибающего момента. Для сохранения подъемной силы — уменьшение угла атаки, тогда изгибающий момент уменьшится по всему размаху крыла.

3. Отклонение интерцепторов, элеронов и закрылков таким образом, чтобы суммарная подъемная сила и угол атаки не изменялись. Тогда изгибающий момент уменьшится по всему размаху крыла.

Отметим, что максимальные эксплуатационные изгибающие моменты крыла реализуются на режимах, близких к правой границе области полета самолета, там, где полет осуществляется с «гладким» крылом и выпуск механизации ограничен по соображениям ее прочности. Помимо этого максимальные скорости перемещения механизации крыла пассажирских самолетов значительно меньше максимальных скоростей отклонения органов управления — элеронов и интерцепторов, что не позволяет оперативно перестраивать конфигурацию в связи с изменившимися условиями полета. Поэтому наиболее приемлемым для магистральных самолетов является первый вариант использования органов управления — совместное отклонение элеронов и интерцепторов либо только элеронов. В этом случае параметрами, определяющими эффективность системы по снижению максимальных маневренных нагрузок на крыло, являются максимальные углы отклонения элеронов и интерцепторов, при этом для работы системы не требуется относительно высокое быстродействие приводов органов управления.

Вариант I. Рассмотрим вариант реализации системы снижения маневренных нагрузок, использующих в качестве органов управления только элероны или связку элероны + интерцепторы, например,

такую структуру, которая использует сигнал датчика нормальной перегрузки, расположенного в центре масс самолета (рис. 1). Сигнал сначала проходит через зону нечувствительности шириной $\Delta n_{y \text{ з.н.}}$, что необходимо для исключения влияния системы на аэродинамическое качество самолета на крейсерских режимах полета и на характеристики устойчивости и управляемости при управлении в диапазоне перегрузок $\Delta n_y \approx \pm 0,2$, в пределах которых решаются задачи точного пилотирования (к примеру, задача выдерживания глассады при заходе на посадку).

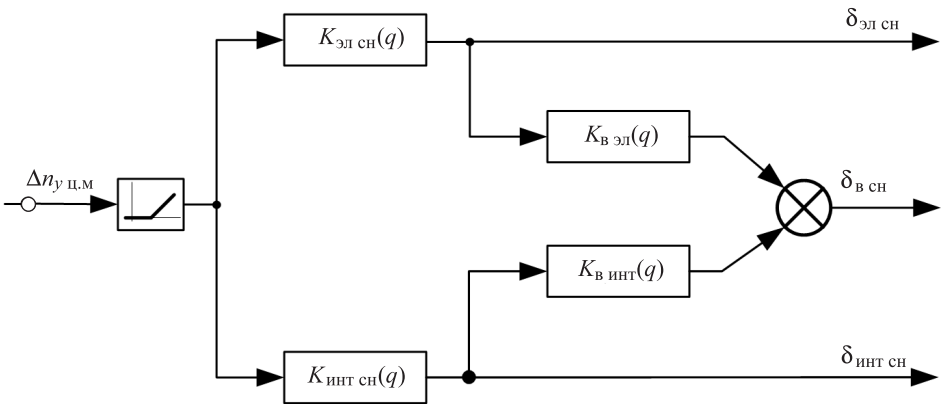


Рис. 1. Структурная схема системы снижения маневренных нагрузок, работающей по фактической перегрузке и использующей в качестве управляющих органов элероны + интерцепторы:

$\Delta n_{y \text{ ц.м}}$ — приращение нормальной перегрузки относительно единицы в центре масс самолета; $\delta_{эл \text{ сн}}$ — управляющий сигнал на элероны от системы снижения нагрузок; $\delta_{инт \text{ сн}}$ — управляющий сигнал на интерцепторы от системы снижения нагрузок; $\delta_{в \text{ сн}}$ — сигнал компенсации на руль высоты от элеронов и интерцепторов; $K_{эл \text{ сн}}(q)$, $K_{инт \text{ сн}}(q)$, $K_{в \text{ эл}}(q)$, $K_{в \text{ инт}}(q)$ — передаточные числа в канале элеронов, интерцепторов и руля высоты, зависящие от скоростного напора q

Также при прочих равных условиях, изменяя ширину зоны нечувствительности, можно влиять на потребную скорость отклонения управляющих органов системы снижения маневренных нагрузок.

Обычно коэффициенты $K_{эл \text{ сн}}$, $K_{инт \text{ сн}}$ выбирают таким образом, чтобы при $n_y = n_{y \text{ макс}}^э$ элероны и интерцепторы отклонялись на полный ход, предусмотренный для работы системы снижения нагрузок. Для ослабления влияния работы этой системы на статические и динамические характеристики самолета в ней предусмотрен корректирующий сигнал на руль высоты, коэффициенты усиления которого $K_{в \text{ эл}}$ и $K_{в \text{ инт}}$ необходимо выбирать из условия компенсации изменения момента тангажа при отклонении элеронов и интерцепторов. Если для работы системы снижения нагрузок при маневре используют элероны и интерцепторы с отклонениями $20^\circ \dots 30^\circ$, то суммарный

коэффициент по каналу элеронов $K_{эл\ сн}$ и по каналу интерцепторов $K_{инт\ сн}$ получается порядка 20...30 град/ед. n_y . При таких больших значениях коэффициентов необходимо принимать меры по предотвращению неустойчивости контура разгрузки на частотах упругих колебаний самолета и нагружения конструкции при воздействии ветровых порывов.

Вариант II. Рассмотрим систему, в которой динамическое влияние упругости конструкции на контур разгрузки исключается (рис. 2). Особенностью этого варианта является организация работы путем создания систем улучшения устойчивости и управляемости самолета, которые могли бы обеспечивать заданный градиент расхода ручки по тангажу на единицу перегрузки $X_{в3}^{n_y}$. Тогда интерцепторы или элероны можно отклонять не по фактическому сигналу перегрузки, а по заданному: $\Delta n_{y3} = X_{в3} / X_{в3}^{n_y}$. Поскольку при этом элероны и интерцепторы отклоняются по сигналу, не связанному с параметрами движения самолета, то вопросы аэроупругой устойчивости рассматриваемого варианта системы решаются сравнительно просто. Основной задачей при выборе параметров настройки является выбор постоянной времени фильтра $T_{сн}$, которая бы обеспечивала отсутствие заброса в изгибающем моменте при выходе на заданную перегрузку.

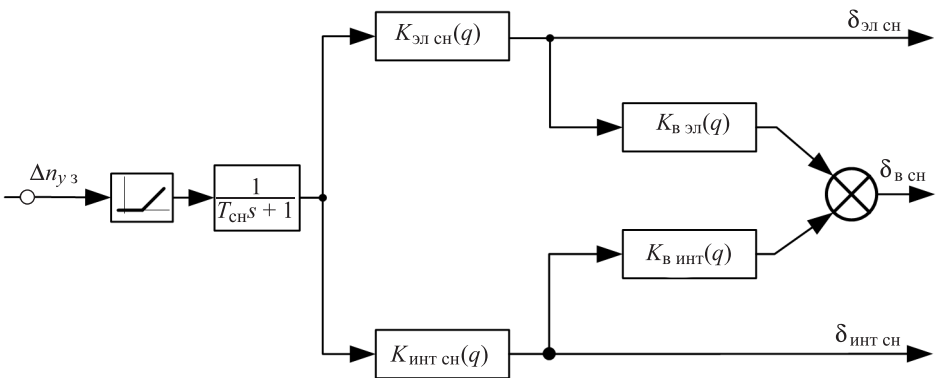


Рис. 2. Структурная схема системы снижения маневренных нагрузок, работающей по заданной перегрузке и использующей в качестве управляющих органов элероны + интерцепторы:

Δn_{y3} — заданное приращение нормальной перегрузки от летчика; $\delta_{эл\ сн}$ — управляющий сигнал на элероны от системы снижения нагрузок; $\delta_{инт\ сн}$ — управляющий сигнал на интерцепторы от системы снижения нагрузок; $\delta_{в\ сн}$ — сигнал компенсации на руль высоты от элеронов и интерцепторов; $K_{эл\ сн}(q)$, $K_{инт\ сн}(q)$, $K_{в\ эл}(q)$, $K_{в\ инт}(q)$ — передаточные числа в канале элеронов, интерцепторов и руля высоты, зависящие от скоростного напора q

Как следует из данных на рис. 2, представленные варианты структурно идентичны, за исключением наличия дополнительного динамического звена — вариант II. При использовании только элеронов в качестве управляющих органов системы снижения маневренных нагрузок представленные выше структурные схемы (см. рис. 1, 2) упрощаются — из них исключаются цепочки, связанные с формированием управляющего сигнала на интерцепторы и сигнала компенсации на руль высоты от интерцепторов (рис. 3).

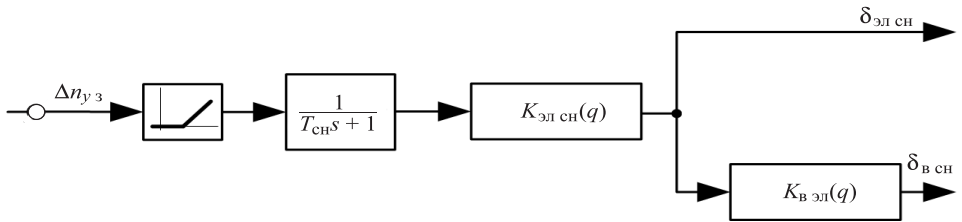


Рис. 3. Структурная схема системы снижения маневренных нагрузок, работающей по заданной перегрузке и использующей в качестве управляющих органов элероны: Δn_{y3} — заданное приращение нормальной перегрузки от летчика; $\delta_{эл сн}$ — управляющий сигнал на элероны от системы снижения нагрузок; $\delta_{в сн}$ — сигнал компенсации на руль высоты от элеронов; $K_{эл сн}(q)$, $K_{в эл}(q)$ — передаточные числа в канале элеронов и руля высоты, зависящие от скоростного напора q

Контур ручного управления продольным движением самолета строится по принципу отработки системой управления заданного отклонения штурвала сигнала приращения нормальной перегрузки Δn_{y3} [7], поэтому в качестве управляющего сигнала системы снижения маневренных нагрузок целесообразно использовать именно такой, а не сигнал фактической перегрузки, что, как было изложено выше, автоматически решает вопросы, связанные с обеспечением аэроупругой устойчивости системы.

Выбор управляющих органов системы снижения маневренных нагрузок следует проводить с учетом не только их эффективности, но и особенностей архитектуры силовой части системы управления и надежности работы ее элементов. Так, согласно предписанию пункта 25.302 АМС CS-25 [8], при использовании функции системы снижения маневренных нагрузок в системе дистанционного управления, работающей в режиме основного управления, для снижения максимальных эксплуатационных изгибающих моментов крыла вероятность отказа должна составлять не более 10^{-7} на 1 ч полета. Особенность архитектуры силовой части системы управления рассматриваемого объекта заключается в том, что каждый интерцептор имеет по одному ЭГРП на секцию, вероятность отказа которого оценивается на уровне порядка 10^{-4} . При этом в случае отказа ЭГРП одной из секций интерцептора на одной консоли крыла происходит автоматическое отключение соответ-

ствующего ЭГРП на другой консоли крыла. Таким образом, использование интерцепторов в связке с элеронами нецелесообразно вследствие достаточно высокой вероятности снижения эффективности системы снижения маневренных нагрузок, вызванной отказом интерцепторов. Дальнейшее определение структуры системы снижения маневренных нагрузок будет рассмотрено с учетом использования элеронов в качестве исполнительных органов.

Расчет параметров системы снижения маневренных нагрузок. Согласно требованиям АП-25 [9], для определения статической прочности самолета необходимо выполнять расчет эксплуатационных нагрузок на конструкцию самолета при маневрах. При определении параметров системы снижения маневренных нагрузок ее эффективность оценивается по снижению изгибающих моментов крыла при маневрах с выходом либо на максимальные значения угла атаки, либо на максимальные нормальные перегрузки, поэтому расчет проводится с учетом особенностей работы системы управления полетом. Система управления самолетом реализует функции ограничения предельных режимов (ОПР) полета по углу атаки (ОПР- α) и по нормальной перегрузке (ОПР- n_y) [7]. Таким образом, в качестве максимальных значений изгибающих моментов крыла при маневрах следует принимать их значения, которые соответствуют либо углу атаки α_{\max} , либо эксплуатационной нормальной перегрузке $n_{y \max}^3 = 2,5$.

Расчет изгибающих моментов выполнен для наиболее критичного сочетания массы и продольной центровки самолета — это максимальная взлетная масса и предельно-переднее положение центра тяжести. По результатам расчета построены огибающие максимальных эксплуатационных моментов крыла для корневого сечения крыла в зависимости от числа M и индикаторной скорости для самолета без системы снижения маневренных нагрузок (рис. 4).

По данным на рис. 4, изгибающий момент возрастает с увеличением числа M полета и индикаторной скорости $V_{\text{инд}}$, что согласуется с изменением производной коэффициента нормальной силы по углу атаки в зависимости от числа M $C_y^\alpha(M)$. Наличие максимума (точки излома) в характеристике $M_{\text{изг}}^3(V_{\text{инд}})$ при неизменном числе M можно объяснить следующим образом. Расчет изгибающего момента левее точки излома осуществляется при постоянном угле атаки, который соответствует максимальному эксплуатационному α_{\max} для крейсерской конфигурации самолета. С повышением скорости полета (при неизменном числе M) увеличивается нормальная сила:

$$Y = C_y(\alpha, M) \cdot 0,5\rho V^2 S,$$

где ρ — массовая плотность воздуха; S — площадь крыла.

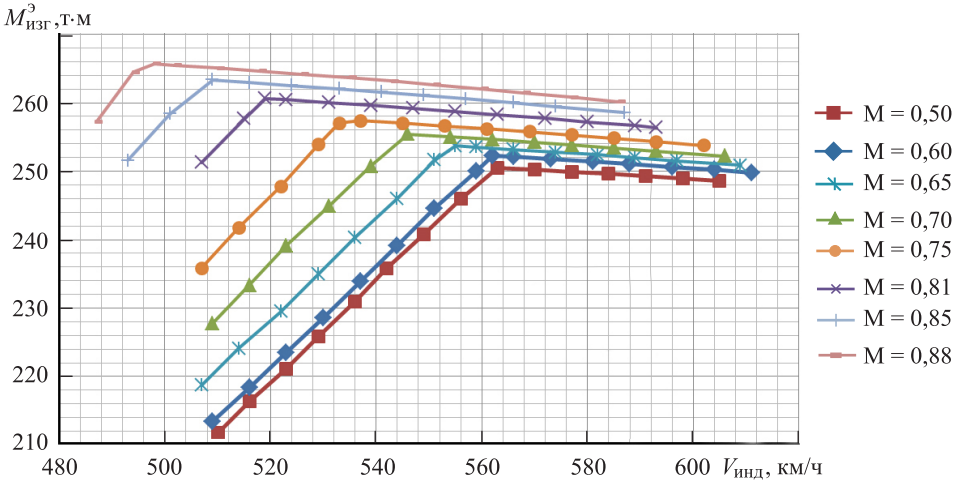


Рис. 4. Огибающие максимальных установившихся изгибающих моментов в корневом сечении крыла:

$M_{изг}^э$ — изгибающий момент крыла по оси жесткости, т·м;
 $V_{инд}$ — индикаторная скорость, км/ч; M — число Маха

Это приводит к увеличению изгибающего момента и нормальной перегрузки $n_y = Y/G$ (G — вес самолета). На скорости соответствующей точки излома нормальная перегрузка становится равной максимальной эксплуатационной $n_{y\max}^э$. Правее точки излома расчет изгибающего момента осуществляется с учетом постоянной нормальной перегрузки, равной $n_{y\max}^э$, для выдерживания которой по мере увеличения скорости полета необходимо уменьшать угол атаки в целях перехода на меньшие значения коэффициента C_y . Переход на меньшие углы атаки приводит к перераспределению подъемной силы по размаху крыла, а значит, к уменьшению изгибающего момента по мере роста скорости (рис. 5).

По данным на рис. 5 видно, что с ростом числа M от 0,5 до 0,85 во всех сечениях возрастает распределение максимальных эксплуатационных изгибающих моментов вдоль крыла.

Таким образом, из представленных выше результатов расчета следует, что максимальные эксплуатационные изгибающие моменты возникают при режиме полета самолета с параметрами: число $M = 0,88$, скорость $V_{инд} = 498$ км/ч в точке, где реализуется максимальная эксплуатационная нормальная перегрузка $n_{y\max}^э$ на угле атаки α_{\max} . Для корневого сечения крыла максимальный изгибающий аэродинамический момент составляет $M_{изг}^э = 265,7$ т·м.

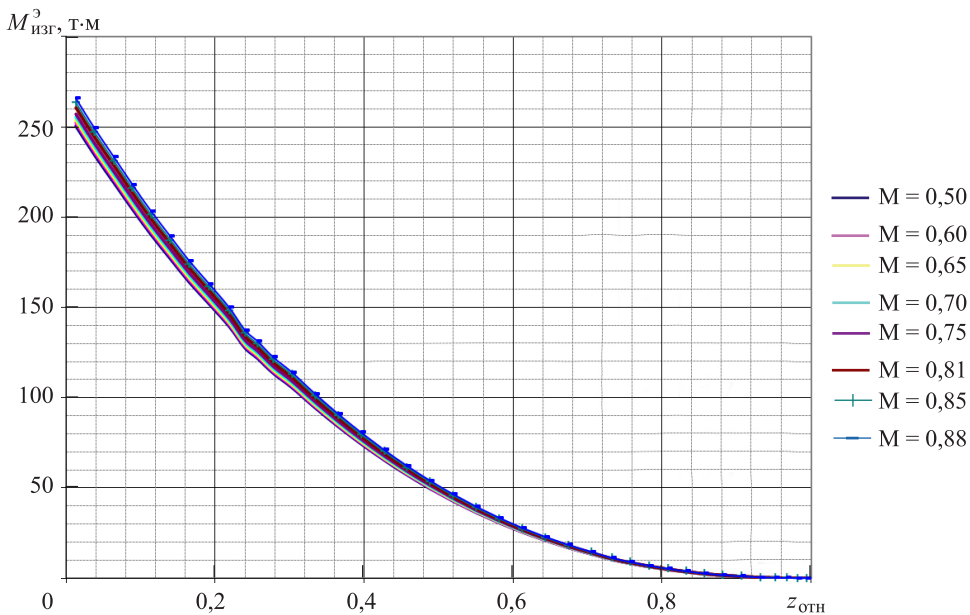


Рис. 5. Распределение по размаху крыла максимальных эксплуатационных изгибающих моментов при маневрах без системы снижения маневренных нагрузок:

$M^3_{изг}$ — изгибающий момент крыла по оси жесткости, т·м; $z_{отн}$ — безразмерная координата оси жесткости крыла; M — число Маха

Выберем максимальный угол отклонения управляющих органов от системы снижения маневренных нагрузок, в качестве которых выше выбраны элероны, и с учетом этого оценим уровень снижения изгибающих моментов. Поскольку элероны участвуют в управлении самолетом по крену, то отклонение их по сигналам от системы снижения маневренных нагрузок не должно выводить их на физический упор для обеспечения запаса на управление и демпфирование. С учетом этого угол отклонения элеронов $\delta_{эл\ сн\ max}$ от системы снижения маневренных нагрузок принят за 85 % максимального отклонения $\delta_{эл\ max}$. В точке реализации максимального изгибающего момента ($V_{инд} = 498$ км/ч, $M = 0,88$) выполнен расчет при отклоненных элеронах на угол $\delta_{эл\ сн\ max}$ (рис. 6). Из рис. 6 видно, что отклонение элеронов на угол $\delta_{эл\ сн\ max}$ снижает изгибающий момент в результате перераспределения подъемной силы по всему размаху крыла — разгрузке концевых сечений вследствие уменьшения подъемной силы при отклонении элеронов и догрузке корневых за счет выхода на несколько больший угол атаки для компенсации потери суммарной подъемной силы. Результирующий изгибающий момент в корневом сечении крыла изменяется от 265,7 до 240 т·м.

Полученное значение изгибающего момента 240 т·м принимается в качестве уровня, до которого соответственно настроенная система снижения маневренных нагрузок будет снижать нагрузки на крыло.

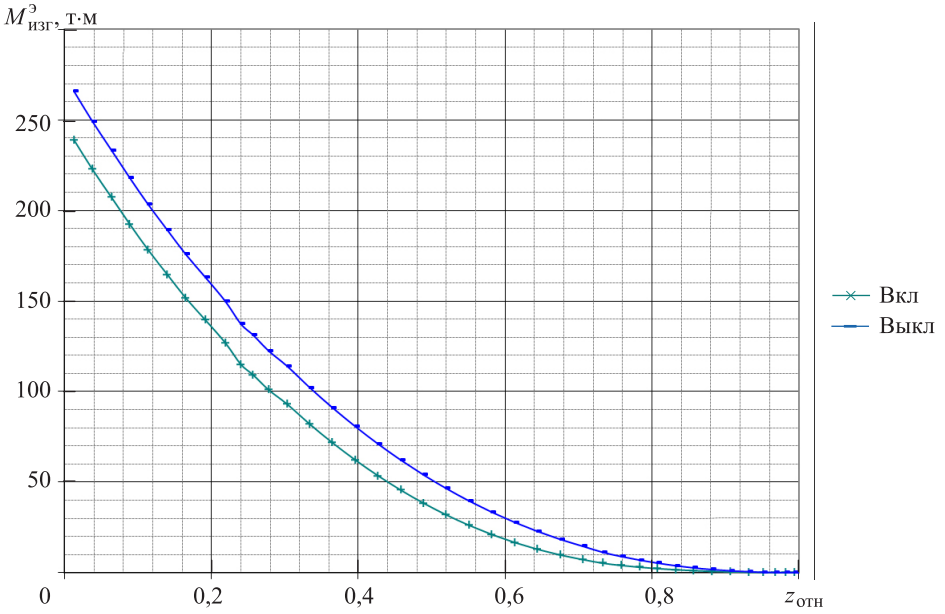


Рис. 6. Распределение по размаху крыла максимальных эксплуатационных изгибающих моментов при маневрах без системы снижения маневренных нагрузок и при отклонении элеронов на угол $\delta_{эл\ сн\ max}$:

$M_{изг}^3$ — изгибающий момент крыла по оси жесткости, Т·М; $z_{отн}$ — безразмерная координата оси жесткости крыла; М — число Маха

Для этого выполнен расчет коэффициента $K_{эл}$ по режимам полета, согласно методике, изложенной в работе [1]. По режимам полета определено требуемое отклонение элеронов $\delta_{эл\ сн}(V_{инд}, M)$, обеспечивающее снижение изгибающего момента в выбранном сечении крыла до уровня 240 Т·М, а также максимальные значения реализуемых приращений нормальных перегрузок $\Delta n_{y\ max}(V_{инд}, M)$ в зависимости от режима полета. Также выполнен расчет $K_{эл\ сн}(M, V_{инд})$ по зависимости

$$K_{эл\ сн}(M, V_{инд}) = \frac{\delta_{эл\ max}(V_{инд}, M)}{(\Delta n_{y\ max}(V_{инд}, M) - \Delta n_{y\ зн})}, \quad (2)$$

где ширина зоны нечувствительности $\Delta n_{y\ зн}$ для управляющего сигнала $\Delta n_{y\ з}$ составляет 0,75, что позволяет исключить работу системы на режимах полета, когда в ней нет необходимости, а также является оптимальным в части обеспечения приемлемых потребных скоростей отклонения элеронов. Графическая зависимость коэффициента $K_{эл\ сн}(M, V_{инд})$ представлена на рис. 7.

Параметр апериодического фильтра $T_{сн}$ выбирают исходя из динамики самолета по нормальной перегрузке. Время срабатывания переходного процесса при этом составляет $t_c \approx 2,7$ с, что может соответствовать параметрам апериодического звена с постоянной времени $T = 0,9$ с.

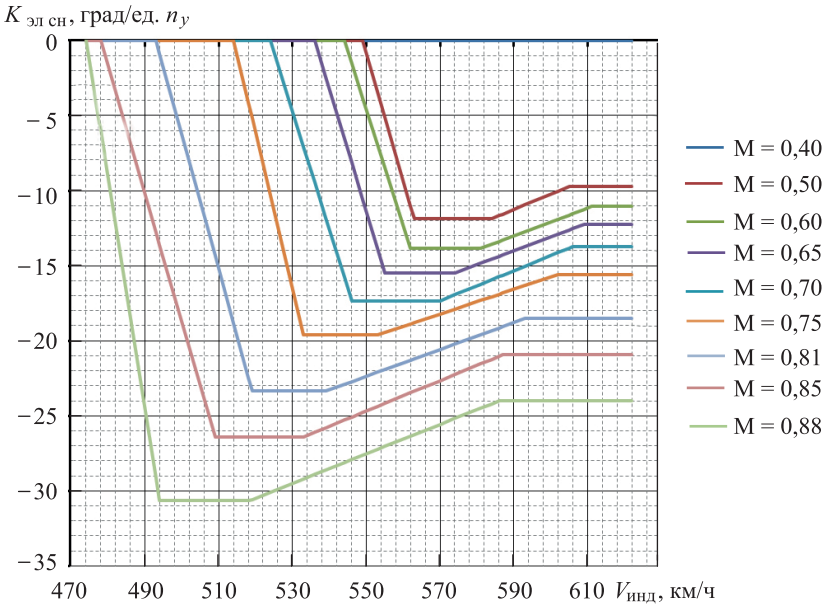


Рис. 7. Зависимость коэффициента $K_{эл сн}(M, V_{инд})$ от индикаторной скорости $V_{инд}$ и числа M

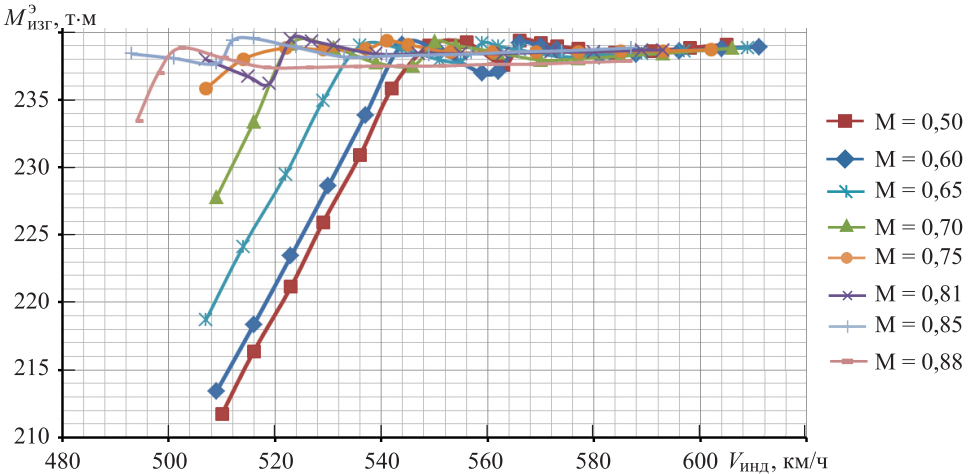


Рис. 8. Огибающие максимальных установившихся изгибающих моментов крыла в корневом сечении при работающей системе снижения маневренных нагрузок:

$M^3_{изг}$ — изгибающий момент крыла по оси жесткости, т·м; $V_{инд}$ — индикаторная скорость, км/ч; M — число Маха

Для выбранных параметров системы снижения маневренных нагрузок выполнен расчет огибающих максимальных установившихся изгибающих моментов крыла в корневом сечении (рис. 8).

Согласно данным на рис. 8, для рассматриваемой области полета самолета система снижения маневренных нагрузок с выбранной выше структурой и параметрами позволяет обеспечить снижение изгибающих моментов крыла в корневом сечении до заданного уровня в 240 т·м за счет реализации программного отклонения элеронов, в зависимости от заданной перегрузки Δn_{y3} и режима полета — числа M и индикаторной скорости $V_{инд}$. Максимальный реализуемый изгибающий момент в корневом сечении крыла при $M = 0,88$, $V_{инд} = 498$ км/ч снижен на 9,4 % относительно исходного значения 265,7 т·м (см. рис. 4).

Заключение. Рассмотренная система снижения маневренных нагрузок для прототипа ближнемагистрального пассажирского самолета с цифровой системой управления полетом позволяет снизить на 9...10 % расчетные изгибающие моменты в корневом сечении крыла. Выбор управляющих органов такой системы необходимо осуществлять не только исходя из их эффективности, но и с учетом особенностей архитектуры силовой части системы управления и надежности ее элементов. В качестве управляющих органов системы снижения нагрузок оптимально использовать только элероны, каждый из которых имеет по два ЭГРП, что позволяет повысить надежность системы. В качестве управляющего сигнала целесообразно использовать сигнал заданного приращения нормальной перегрузки Δn_{y3} , пропорциональный отклонению рычага продольного управления, который формируется в алгоритмах ручного управления цифровой системы управления полетом. Использование сигнала Δn_{y3} в качестве управляющего позволяет решить вопросы, связанные с обеспечением аэроупругой устойчивости замкнутой системы.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Алешин Б.С., Живов Ю.Г., Кувшинов В.М., Устинов А.С. *Активные системы управления самолетов*. Москва, Наука, 2015, 216 с.
- [2] Бюшгенс Г.С. *Аэродинамика, динамика полета магистральных самолетов*. Москва, Машиностроение, 1995, 772 с.
- [3] Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. *Управление полетом самолетов*. 2-е изд., перераб. и доп. Москва, Машиностроение, 1991, 272 с.
- [4] Образцов И.Ф., Булычев Л.А., Васильев В.В. и др. *Строительная механика летательных аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1986, 536 с.
- [5] Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н., Суханов В.Л., Шелюхин Ю.Ф., Устинов А.С. *Динамика полета*. Москва, Машиностроение, 2011, 776 с.
- [6] Горшков А.Г., Морозов В.И., Пономарев А.Т., Шклярчук Ф.Н. *Аэрогидроупругость конструкции*. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2000, 592 с.
- [7] Алешин Б.С., Баженов С.Г., Диденко Ю.И., Шелюхин В.Ф. *Системы дистанционного управления магистральных самолетов*. Москва, Наука; Физматлит, 2013, 292 с.
- [8] *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25. Amendment 20*. European Aviation Safety — Agency, 24, August 2017.

[9] *Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории.* Москва, Авиаиздат, 2009, 270 с.

Статья поступила в редакцию 28.04.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Лазутин Е.А., Чубарев И.В. Проектирование системы снижения маневренных нагрузок магистрального пассажирского самолета. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 12. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-12-1713>

Лазутин Евгений Анатольевич — инженер 2-й категории НИО-101 кафедры 101 «Проектирование самолетов» Московского авиационного института (национального исследовательского университета). e-mail: malcontent@mail.ru

Чубарев Иван Владимирович — ведущий инженер НИО-101 кафедры 101 «Проектирование самолетов» Московского авиационного института (национального исследовательского университета). e-mail: Ivan.Chubarev@yandex.ru

Manoeuvring load reduction system design for the long-haul passenger aircraft

© E.A. Lazutin, I.V. Chubarev

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, 125993, Russia

The study considers a maneuvering load reduction system as applied to the prototype of a modern short-haul passenger aircraft equipped with a digital flight control system. The paper describes the system configuration and introduces the optimal structure based on the characteristic features of the flight control cueing, the power unit architecture and its component reliability. When calculating the parameters of this system, the mathematical model of the aircraft was used, this allows considering the element elasticity of its design. To evaluate the efficiency of the system for reducing the wing bending moments during maneuvering, we carried out the calculations, taking into account the flight control system features of the controlled element under consideration.

Keywords: maneuvering load reduction system, wing bending moment, normal acceleration, spoilers, ailerons, digital flight control system

REFERENCES

- [1] Aleshin B.S., Zhivov Yu.G., Kuvshinov V.M., Ustinov A.S. *Aktivnye sistemy upravleniya samoletov* [Active aircraft control systems]. Moscow, Nauka Publ., 2015, 216 p.
- [2] Byushgens G.S. *Aerodinamika, dinamika poleta magistralnykh samoletov* [Aerodynamics, flight dynamics of long-haul aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1995, 772 p.
- [3] Guskov Yu.P., Zagaynov G.I. *Upravlenie poletom samoletov* [Flight control]. 2nd ed., revised and enlarged. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1991, 272 p.
- [4] Obraztsov I.F., Bulychev L.A., Vasilev V.V. et al. *Stroitel'naya mekhanika letatel'nykh apparatov* [Aircraft structural mechanics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986, 536 p.
- [5] Efremov A.V., Zakharchenko V.F., Ovcharenko V.N., Sukhanov V.L., Shelyukhin Iu.F., Ustinov A.S. *Dinamika poleta* [Flight dynamics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2011, 776 p.
- [6] Gorshkov A.G., Morozov V.I., Ponomarev A.T., Shklyarchuk F.N. *Aerogidruprugost konstruksii* [Aerohydro-elasticity of construction]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2000, 592 p.
- [7] Aleshin B.S., Bazhenov S.G., Didenko Yu.I., Shelyukhin V.F. *Sistemy distantsionnogo upravleniya magistralnykh samoletov* [Long-haul aircraft remote control systems]. Moscow, Nauka Publ., FIZMATLIT Publ., 2013, 292 p.
- [8] *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25. Amendment 20*. European Aviation Safety — Agency, 24, August 2017.
- [9] *Aviatsionnye pravila. Chast 25. Normy letnoy godnosti samoletov transportnoy kategorii* [Aviation regulations. Part 25. Airworthiness codes of transport category aircraft]. Moscow, Aviaizdat Publ., 2009, 270 p.

Lazutin E.A., second rank engineer, research establishment 101, Department 101 of Aircraft Design, Moscow Aviation Institute (National Research University).
e-mail: malcontent@mail.ru

Chubarev I.V., leading engineer, research establishment 101, Department 101 of Aircraft Design, Moscow Aviation Institute (National Research University).
e-mail: Ivan.Chubarev@yandex.ru