

Катастрофическая аэроупругость и катастрофы крыла самолета

В.А. ПАВЛОВ,
д-р техн. наук,
В.В. ПАВЛОВ,
канд. техн. наук
(КНИТУ-КАИ, Казань)
diskolet@mail.ru

Рассматривается физика поведения кронштейна навески руля при больших перемещениях вертикального оперения на основе открытия В.А. Павлова. Получены новые результаты исследования, описывающие ранее неизвестную катастрофическую форму перемещения кронштейна при колебаниях кия.

Катастрофическая аэроупругость, катастрофы, сборка, крыло, оперение, руль, прощелкивание, кронштейн навески, колебания

Явление катастрофической аэроупругости изменения формы конструкции крыла было открыто в 1960-е гг. [1], данные о нем были опубликованы в 1974–75 гг. [2–4]. В 1972 г. проводились активные изыскания, связанные с устойчивостью и катастрофами, построением математических методов их исследования [5–7].

Автором настоящей работы проводилось наблюдение за поведением кия самолета МиГ-21 и руля при транспортировке оперения самолета краном на гибкой подвеске в пределах заводского цеха. Любое изменение скорости крана вызывало непонятные движения руля, еще не присоединенного к системе управления. По результатам анализа было установлено, что между килем и рулем, навешенным более чем на двух шарнирах, возникает взаимоуравновешенная система сил взаимодействия.

Согласно теоретическим работам и экспериментам в воздушном потоке отклоненный руль скачком переходит к новому равновесному состоянию, не смежному с первоначальным, – прощелкиванию, катастрофическому переходу типа «сборка» в классификации теории катастроф.

Предложенная теория была использована при расчете вертикального оперения самолета Ту-22М с четырехопорным рулем, у которого в полете неоднократно происходило разрушение концевой части руля на сверхзвуковой скорости с разрушением концевой кронштейна. Однако теоретические результаты показали, что катастрофа происходит в дозвуковой области. Кронштейны тяжелых самолетов имели короткую серьгу, при сжатии теряли устойчивость и не могли создавать больших реакций, в отличие от МиГ-21. Навеска руля становилась, по сути, двухопорной, и катастрофы невозможны. Разрушения на сверхзвуке, если это не флаттер (руль сбалансирован), объяснены выходом носиков руля в поток при его отклонении. Назначен предельный угол отклонения руля в 6° , звуковая сигнализация для летчика, самолет находится в эксплуатации уже более 50 лет.

В монографии [1] приводится детальный анализ конструкций кронштейнов с короткой серьгой и их поведения в полете – парадокс неустойчивости кронштейнов навески руля самолета, – обсуждаются явления катастрофического изменения формы крыла и колебания катастрофического изменения формы крыла. В основе этих явлений лежат силы R_x взаимодействия крыла с отклоненной рулевой поверхностью, свойственные современным конструкциям (рис. 1).

Силы взаимодействия крыла с рулем передаются через элементы связи – кронштейны навески рулей, которые могут быть упругими или имеют серьгу – концевую часть кронштейна (рис. 2), присоединенную к нему цилиндрическим шарниром, для кинематической свободы шарниров навески руля и освобождения кронштейнов от сил R_z , направленных вдоль оси вращения руля.

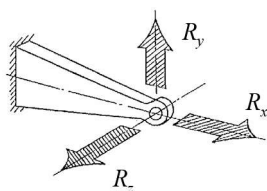


Рис. 1

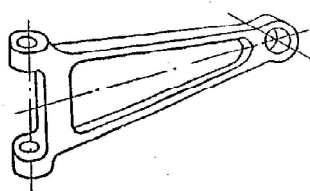


Рис. 2

При определенных геометрических соотношениях кронштейна и серьги могут появиться новые силы R_z , на порядок большие, чем те, которые необходимо устранить, вводя кинематическую свободу шарниров с помощью серьги.

Нагрузки в срединной плоскости рулей, вызванные их совместным деформированием с несущими поверхностями, реализуются лишь в том случае, если связи между ними (кронштейны навески) неподатливы в этом направлении. Кронштейны считают загруженными вдоль своей оси лишь небольшой составляющей R_x от аэродинамической нагрузки, появляющейся при отклонении руля, и силой с качалки управления. С учетом этого кронштейны проектируют как балки, способные воспринимать лишь нормальные реакции R_y и довольно небольшие растягивающие силы R_x , которые, как правило, не учитывают. Расчет кронштейнов, несмотря на очевидность, может быть непростой задачей. Составляющие реакций в плоскости отклоненного руля R_x , вызванные его совместным изгибом со стабилизатором (килем), должны быть взаимоуравновешенными, следовательно, некоторые из них будут для кронштейнов сжимающими. Как показывают расчеты, составляющие реакций могут оказаться значительно больше растягивающих составляющих внешней аэродинамической нагрузки. Сжатие кронштейна неочевидно, по этой причине кронштейны проектируются как длинные тонкие стержни, способные воспринимать нормальные реакции R_y и не проверенные на устойчивость. Длина кронштейна определяется необходимой аэродинамической компенсацией руля и не обсуждается конструктором, но кинематика навески должна проектироваться с учетом лобовых составляющих реакций R_x (см. рис. 1).

Распространена схема, в которой все кронштейны, кроме одного, снабжены дополнительным элементом – серьгой, – назначение которой в литературных источниках определяется по-разному: для удобства навески, из соображений взаимозаменяемости. Серьга также применяется для устранения возможности заклинения, так как руль и стабилизатор из-за различия в нагрузках и жесткости имеют неодинаковые деформации осей жесткости, поэтому узлы руля перемещаются вдоль размаха относительно ответных узлов стабилизатора. Считается, что кронштейны без серьги, препятствуя этим перемещениям, загружаются составляющими реакций вдоль оси шарниров R_z , вызывая заклинение. Согласно исследованиям эти реакции в реальных кронштейнах (у самолета Ту-104) очень малы. Изменение шарнирных моментов, которое вызывают эти силы, мало, и, если они способствуют заклинению, то не являются его основной причиной. Основная причина увеличения шарнирных моментов связана с большими лобовыми реакциями рулей R_x , которые на больших прогибах могут существенно влиять на моменты, вычисляемые по недеформированной расчетной схеме. Моменты могут сильно отличаться от реальных, замеренных по усилиям на штурвал управления в полете. Управляя рулем, приходится поворачивать его относительно криволинейной оси. Это просто реализовать, если лобовая и нормальная изгибные жесткости руля почти одинаковы (руль из трубы с полотняной обшивкой), и непросто, если эти жесткости отличаются на два порядка.

Кронштейны навески рулей проектируются как балки, работающие на изгиб от поперечной нагрузки, к ним не предъявляется требование работать на сжатие, что может вызвать потерю их устойчивости в плоскости наименьшей жесткости, поэтому появились кронштейны с очень короткой серьгой. В то же время у работающего на сжатие стержня, нагрузка на который передается через дополнительное шарнирно присоединенное звено (каковым и является кронштейн с короткой серьгой), критическое усилие резко падает с уменьшением длины этого звена (серьги). Кроме того, кронштейны выполняются в виде балок со значительно отличающимися минимальной и максимальной изгибными жесткостями, в связи с чем актуален вопрос их критической загрузки в срединной плоскости с реакцией R_y в срединной плоскости и влияния нормальной реакции R_y на критическое значение лобовой реакции R_x [8].

Кронштейны с серьгой освобождены от осевых реакций – реакций в направлении оси вращения руля R_z . Благодаря серьге точки отклоненного руля перемещаются относительно стабилизатора при поперечном изгибе. Эти перемещения, направленные вдоль оси шарниров, тем больше, чем дальше крон-

штейн с серьгой расположен от «жесткого» кронштейна, который, как правило, находится в корневой части руля, в районе качалки управления. Если кронштейн загружен лобовой реакцией R_x , то поворот серьги обязательно дает осевую составляющую R_z , которая тем больше, чем короче серьга. В этом случае кронштейн работает как сжато-изогнутая балка, имеющая все три составляющие полной реакции, которые влияют друг на друга.

Таким образом, короткая серьга не только освобождает кронштейн от осевых реакций, а наоборот, загружает сжатые кронштейны и руль еще большими осевыми силами R_z . Для устранения осевых реакций необходимо в первую очередь устранить лобовые. Это можно сделать введением в кинематику всех кронштейнов, кроме двух, свободы перемещения в направлении X . Лучшим решением является возможность при проектировании уменьшить лобовую жесткость руля, приближая ее к нормальной.

Проектирование кронштейнов навески мног шарнирных рулей современных самолетов выполняется в соответствии с расчетной схемой оперения, предусматривающей определение реакций в узлах навески без учета отклонения рулей. Учитываются только R_y – вертикальные составляющие полных реакций в шарнирах (см. рис. 1).

Расчет кронштейна только от силы R_y приводит к тому, что жесткость его в этом направлении оказывается в десятки раз больше минимальной изгибной жесткости, вычисленной относительно оси Y поперечного сечения кронштейна. Нет необходимости задавать минимальную жесткость, если составляющих R_z нет или они так малы, что их даже не вычисляют. Необходимо проверить потерю устойчивости плоской формы изгиба от R_y , хотя такая проверка тоже не проводится.

Существует и такая схема навески, в которой для облегчения установки руля только один кронштейн делают неподвижным в направлении оси Z , остальные же связывают со стабилизатором шарнирно при помощи одного вертикального болта. В литературе часто встречается замечание, что в схеме навески руля, кронштейны которого, кроме одного неподвижного, имеют серьгу, все осевые усилия, направленные вдоль оси руля, воспринимаются только неподвижным кронштейном. Однако это не всегда так.

Кронштейны навески рулей тяжелых самолетов, по условию аэродинамической компенсации, представляют собой длинные стержни. Серьга в этом случае, как правило, небольшой длины. Существуют кронштейны с очень короткой серьгой, длина которой составляет 0,15–0,2 от длины кронштейна в целом.

Таким образом, схемы навески рулей можно классифицировать. Схема с упругими кронштейнами представлена на рис. 3, а, схема с длинной серьгой – на рис. 3, б, схема с короткой серьгой – на рис. 3, в. Пунктиром на рис. 3 изображено положение кронштейнов загруженного оперения, соответствующее традиционной расчетной схеме оперения и кронштейнов, с учетом того что метод определения реакций R_z , изгибающих упругий кронштейн (см. рис. 3, а), не применялся [1].

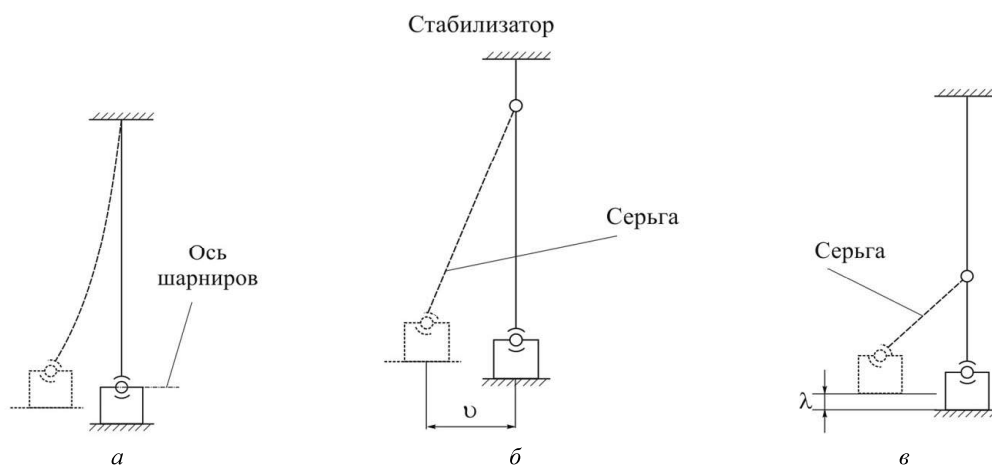


Рис. 3

С позиций традиционной расчетной схемы кронштейны с серьгой (см. рис. 3, б, в) имеют $R_z = 0$. Если же существует реакция R_x , которая для кронштейна может быть и сжимающей, то деформации всех видов кронштейнов существенно отличаются от изображенных на рис. 3. Сжимающие силы R_x могут быть так велики, что возникает необходимость проверки кронштейнов на устойчивость от сжатия в плоскости наименьшей жесткости. Для упругих кронштейнов (рис. 4, а) и кронштейнов с длинной серьгой (рис. 4, б) это не так актуально, как для схемы кронштейнов с короткой серьгой (рис. 4, в).

На рис. 4, в приведен кронштейн с серьгой в двух положениях: в незагруженном и деформированном. Если такой кронштейн загружать сжимающей силой R_x без предварительного смещения v , то в какой-то момент может произойти потеря его устойчивости в плоскости наименьшей жесткости.

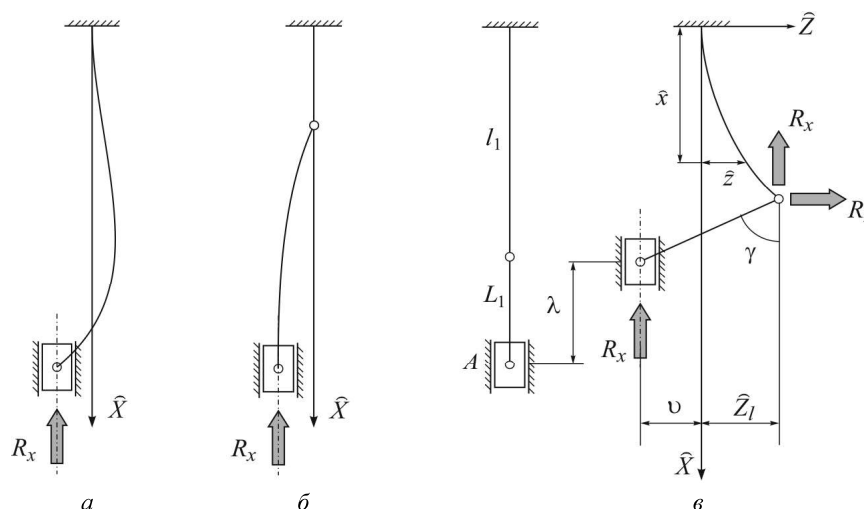


Рис. 4

Если же точка приложения нагрузки R_x получит предварительное смещение v , связанное с неточностью установки кронштейна или с совместным деформированием стабилизатора и отклоненного руля, то предельная нагрузка на кронштейн будет еще меньше. При повороте серьги на некоторый угол γ (см. рис. 4, в) появляется осевая составляющая (вдоль оси шарниров) реакции – R_z , действующая на кронштейн в направлении наименьшей жесткости и вызывающая его прогиб, который, в свою очередь, увеличивает угол поворота серьги γ .

Этот результат (кронштейн с серьгой, загруженный осевой составляющей реакции R_z) явился следствием все большего укорочения серьги в кронштейнах навески рулей современных самолетов.

Рассмотрим механику киля самолета Ту-22М.

Рис. 5 демонстрирует картину силового взаимодействия киля и руля при колебаниях оперения. Так, в положении киля слева по полету концевой кронштейн загружен усилием растяжения, в положении справа кронштейн сжат.

На рис. 6 представлены перемещения сдвига точек оси жесткости руля вдоль оси киля при его изгибе.

Поперечное сечение киля по концевому кронштейну навески руля изображено пространственно на рис. 7, б. Если руль отклонен на некоторый угол α , то положение оси его центров жесткости C определяет появление перемещений сдвига сечений руля v вдоль оси шарниров навески (см. рис. 6, 7, в). Такое состояние кронштейна возможно благодаря давлению R_x в точке A (см. рис. 7, в), вызываемому перемещением v точки C (см. рис. 6) и точки A (см. рис. 7, б) жесткого в лобовом направлении руля, имеющего статически неопределимую навеску.

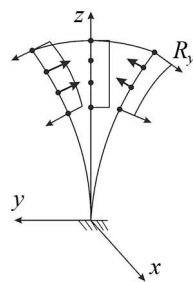


Рис. 5

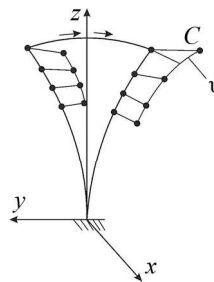


Рис. 6

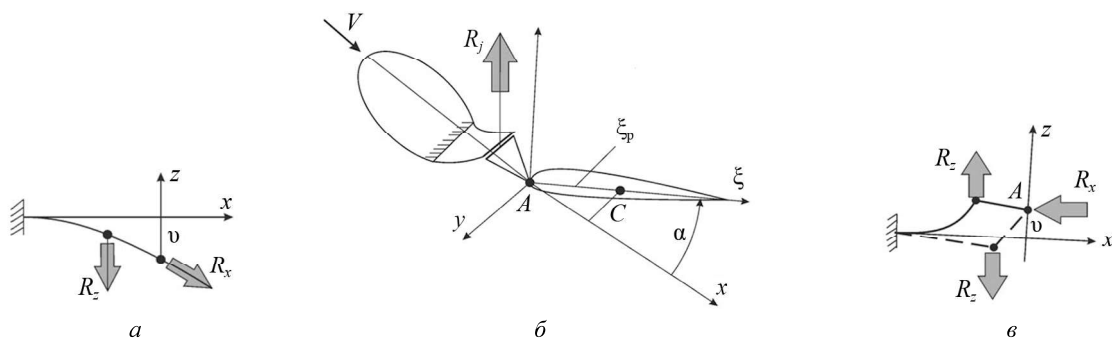


Рис. 7

Когда киль находится слева по полету от нейтрального положения (рис. 6, 7, а), точка А концевой кронштейна имеет перемещение v , вызывающее растягивающую силу R_x (рис. 7, а).

Упругое движение кия к нейтралю должно создать $v = 0$ (см. рис. 6), но окружная скорость (указана стрелками на рис. 6) вызовет центробежную силу R_j (см. рис. 7, б) и перемещение излома кронштейна по цилиндрическому шарниру v_i , что позволяет сохранять перемещение R_z положительным и в самом крайнем положении в области сжатия (см. рис. 6).

Из-за растущего перемещения v (см. рис. 7, в) возникает изгиб кронштейна, который скачком изменяет прогиб на противоположный (обозначено пунктиром на рис. 7, в), усилие R_z меняет знак: происходит катастрофическое изменение формы кронштейна.

Изгиб руля определяется прогибами кия через взаимоуравновешенную систему сил R_z (см. рис. 5). Полагая, что руль навешен на непрерывном шарнире [9], получим перемещение в область сжатия (см. рис. 7, в):

$$v = \int_0^l y'' \xi_p \sin \alpha dy, \quad (1)$$

где $y'' = \frac{M_x}{EJ_{x0}}$; l – длина руля; изгибающий момент M_x и жесткость EJ_{x0} кия уменьшаются от комля к концу.

Предполагаем, что изгибающий момент и жесткость кия изменятся по z так, что $y'' = \text{const}$, тогда

$$v = (y''l) \xi_p \sin \alpha, \quad (2)$$

т. е. перемещение v содержит прогиб руля в сечении по концевому кронштейну $y''l$ пропорционально $\sin \alpha$ и при некоторых значениях этих параметров вызовет катастрофу кронштейна или его разрушение, а возможно, разрушение руля и даже кия.

Зная параметры кронштейна, определяем $v_{кр}$, вызывающее катастрофы, и по выражению (2) найдем критический угол атаки $\sin \alpha_{кр}$, который становится причиной разрушения концевой части руля.

На рис. 8 представлена кривая изменения силы R_z , изгибающей концевой кронштейн киля (см. рис. 7, в), в зависимости от перемещения сечения руля v в направлении оси шарниров его навески (см. рис. 6). Изображение поверхности, представляющей пространство таких кривых в зависимости от угла α , называют сборкой. При построении сборки учтена инерционная сила R_j и перемещение v_j в момент прохождения киля через плоскость симметрии, когда R_j достигает максимума (рис. 8, точка 2). Начало координат расположено в плоскости перехода v из отрицательной области в положительную (без учета R_j (см. рис. 6)).

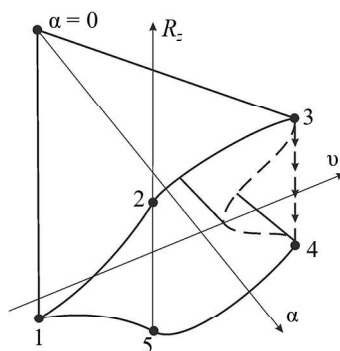


Рис. 8

Перемещение киля вправо по полету от точки 1 к точке 2 (см. рис. 8) вызывает увеличение R_z с ростом v (см. рис. 7, в) и катастрофический переход из точки 3 в точку 4 (см. рис. 8). Сила R_z изменяет знак с переходом к точке 4 (см. рис. 8) без захода в область неустойчивости (изображена пунктиром). Далее отрицательная сила R_z растет от точки 4 до точки 5 (см. рис. 8). Возможная обратная катастрофа в точку 2 (см. рис. 8) не происходит в связи с малой потенциальной энергией изгиба кронштейна (см. рис. 7, а). Сила R_z при переходе от точки 5 в точку 1 остается отрицательной (см. рис. 8). Разрушения в этой области определяются только качеством материала, из которого выполнен кронштейн.

Таким образом, получены новые результаты исследования поведения рулей тяжелых самолетов, навешенных на кронштейнах с короткой серьгой, которые при колебаниях оперения могут принимать новую форму, несмежную с первоначальной. Согласно анализу работ [10–12] данная проблема в настоящее время не изучается, и требуется продолжение исследований.

В целом на базе монографий [1, 13], статей, статических исследований и испытаний в аэродинамической трубе создано новое направление в аэроупругости, в основе которого лежит явление катастрофического изменения формы и колебаний составных конструкций типа мног шарнирного оперения (крыла) при отклонении рулевой поверхности, имеющей большое отличие нормальной изгибной жесткости сечений от лобовой. Это направление можно обозначить как «катастрофическая аэроупругость».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Павлов В.А. Механика крыла самолета. Катастрофические колебания. Открытие. Казань: Изд-во КНИТУ-КАИ, 2017. 200 с.
2. Павлов В.А. Расчет мног шарнирного оперения с учетом отклонения рулей // Изв. вузов. Авиационная техника. 1974. № 1. С. 72–76.
3. Павлов В.А. Об устойчивости оперения // Изв. вузов. Авиационная техника. 1974. № 2. С. 62–66.
4. Павлов В.А. О колебаниях «прошелкивания» оперения // Изв. вузов. Авиационная техника. 1975. № 2. С. 99–105.
5. Постон Т., Стюарт И. Теория катастроф и ее приложения. М.: Мир, 1980. 607 с.
6. Томпсон Д.М.Т. Неустойчивость и катастрофы в науке и технике. М.: Мир, 1985. 254 с.
7. Арнольд В.И. Математические методы классической механики. М.: Наука. Физматлит, 1989. 472 с.
8. Павлов В.А. Об устойчивости кронштейнов навески рулей: Динамика и прочность авиационных конструкций // Сб. тр. НГУ. НЭТИ. 1978. Вып. 4. С. 193–201.
9. Павлов В.А., Поляков Ю.А. Определение осевых сил в узлах навески рулей // Прочность, устойчивость и колебания тонкостенных и монолитных авиационных конструкций: Тр. КАИ. 1978. Вып. 1. С. 47–51.

10. Костин В.А., Валитова Н.Л., Герасимов А.И. К оценке параметров математических моделей, характеризующих прочность летательного аппарата после критических ситуаций // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 3. С. 28–32.
11. Лебякин М.А., Михайлов С.А. Исследование возможности создания динамически и упругоподобной лопасти модельного несущего винта вертолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 3. С. 75–82.
12. Гирфанов А.М., Лебякина О.А., Романова Е.В. Исследование возможности имитационного моделирования аэродинамических характеристик профиля крыла (лопасти) // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 2. С. 164–168.
13. Павлов В.А. Механика авиаконструкций: Статика, устойчивость, катастрофы. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 1999. 162 с.

Поступила в редакцию 21.03.24

После доработки 23.04.24

Принята к публикации 23.04.24

Catastrophic Aeroelasticity and Aircraft Wing Catastrophes

V.A. PAVLOV AND V.V. PAVLOV

Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

The physics of the movement of the rudder mounting bracket during large displacements of the vertical tail is considered based on the discovery of prof. V.A. Pavlov. New research results have been obtained that describe a previously unknown catastrophic form of displacement of the bracket during vibrations of the vertical stabilizer.

Catastrophic aeroelasticity, catastrophes, cusp, wing, empennage, rudder, snapping, hinge bracket, fluctuations