

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРЕБУЕМОГО БЫСТРОДЕЙСТВИЯ УСТРОЙСТВ АВАРИЙНОГО ГАШЕНИЯ ФЛАТТЕРА СВОБОДНОЛЕТАЮЩИХ ДИНАМИЧЕСКИ ПОДОБНЫХ МОДЕЛЕЙ САМОЛЕТОВ

В практике летной эксплуатации воздушных судов могут иметь место особые полетные ситуации, вызванные нерасчетными воздействиями внешней среды, отказами авиационной техники и другими причинами, приводящими либо к снижению жесткости конструкции, либо к превышению допустимой величины скоростного напора. При этом высока вероятность развития опасных аэроупругих процессов и энергичных маневров самолета, исследование которых традиционными методами экспериментальной аэродинамики связано с принципиальными трудностями. Поскольку обеспечение высокой надежности, регулярности полетов и отказобезопасности является одной из основных проблем в ходе разработки и эксплуатации гражданских воздушных судов, исследование флаттерных характеристик самолета с исправной и поврежденной конструкциями, а также анализ эффективности различных мер предотвращения опасного развития таких процессов является одной из наиболее актуальных задач современного самолетостроения.

Для исследования явлений аэроупругости, аэродинамических характеристик и динамики полета летательных аппаратов (ЛА) разработан ряд экспериментальных методов. Основными являются продувка моделей в аэродинамических трубах [1, 2], испытание натуральных самолетов [3] или их свободнолетающих динамически подобных моделей (СДПМ) [2] (рис. 1). Каждый из них имеет свои преимущества и недостатки, которые определяют рациональную область его применения. Разработка и практическая реализация метода исследования на СДПМ явлений аэроупругости при энергичных маневрах самолета и/или при повреждениях несущих и управляющих поверхностей, а также отказах элементов системы управления обеспечивает наиболее широкие возможности при решении задач определения аэродинамической живучести и поиске путей ее повышения.

СДПМ является сложным и дорогостоящим научно-исследовательским инструментом, поэтому существует потребность в разработке принципов проектирования моделей, которые можно использовать несколько раз, несмотря на развитие в ходе летного эксперимента таких опасных аэроупругих явлений, как флаттер, реверс и т.п., т.е., СДПМ должна быть летательным аппаратом многоразового применения, поскольку это ведет к снижению затрат на выполнение программы экспериментальных исследований, сокращению сроков выполнения этой программы, предотвращению морального старения разрабатываемого самолета за время его создания. Для этого необходимо оснастить мо-



Рисунок 1— Крупномасштабная свободнолетающая динамически подобная модель самолета МиГ-29 и натурный самолет

дель специальными системами аварийного гашения флаттера, а также спасения модели при выходе на критические режимы полета, которые приводят к неизбежному разрушению натурального самолета. Однако для разработки альтернативных вариантов таких устройств прежде всего надо конкретизировать предъявляемые к ним требования, среди которых быстродействие и возможность многократного применения входят в число основных и наиболее трудноосуществимых требований.

Рассмотрим работу типового устройства такого назначения.

На модель, выполняющую заданную программу полета, воздействуют такие же аэродинамические нагрузки, что и на натурный самолет (величина которых может быть определена по соотношениям подобия). Соответственно, ее несущие агрегаты, подобные натурным по жесткостям на кручение, изгиб в плоскости хорд и изгиб перпендикулярно к плоскости хорд, а также по инерционно-массовым характеристикам, совершают те же колебания под воздействием воздушного потока, что и натурный самолет. В частности, амплитуда колебаний может возра-

тать, что и соответствует развитию флаттера. Если нарастание амплитуды колебаний очень интенсивное, флаттер называют «злым». Развивающиеся при флаттере вибрации носят характер самовозбуждающихся незатухающих колебаний и имеют вид синусоидальной кривой с постоянным возрастанием амплитуды (сплошная и пунктирная линии на рис. 2). Эта синусоидальная кривая накладывается на кривую квазистатического изменения нагрузок (и деформаций крыла), которая соответствует выполняемым самолетом и моделью маневрам (штрихпунктирная линия на рис. 2).

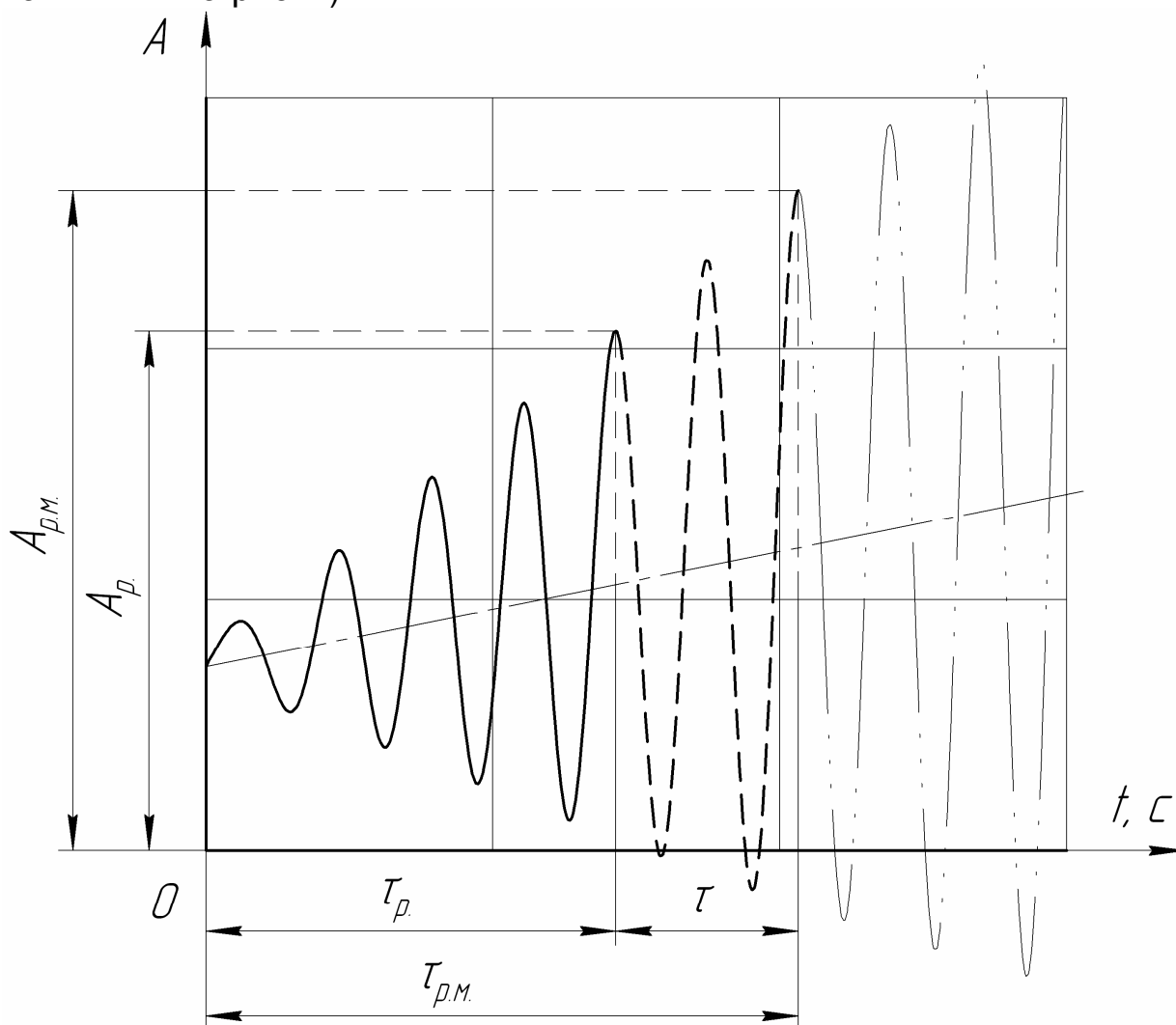


Рисунок 2— Время до разрушения при испытаниях на флаттер

Когда амплитуда колебаний крыла самолета достигает критического значения, оно разрушается. Крыло СДПМ может иметь другую конструктивно-силовую схему и сечения основных силовых элементов, которые позволяют ей выдержать бóльшие (с учетом масштабов подобия) амплитуды колебаний. Обозначим разрушающее для натурного самолета значение амплитуды A_p (см. рис. 2), а для модели — $A_{p.m.}$. Данное различие между этими значениями обусловлено именно другими (обычно менее эффективными) сечениями силовых элементов, поскольку

простое увеличение запаса прочности конструкции крыла модели привело бы к возрастанию его жесткости и, как следствие, нарушению подобия. Однако такой способ увеличения прочности имеет как теоретические ограничения, так и конструктивные, поскольку погонные массы и моменты инерции крыла модели, в свою очередь, ограничены условиями подобия натурному агрегату: если крыло натурального самолета имеет избыточную «неработающую» массу, например в виде топливных баков-кессонов, то запас прочности крыла модели может быть увеличен. Если же таких запасов нет, то к проектируемой системе аварийного гашения флаттера предъявляются еще более сложные требования по быстродействию.

Срабатывание устройства аварийного гашения флаттера обычно приводит к нарушению подобия по жесткости, искажению внешних форм модели и т.п., что фактически означает прекращение эксперимента. Поэтому до момента времени τ_p , соответствующего разрушению натурального агрегата, ввод в действие устройства аварийного гашения флаттера недопустим. Возможен он только после достижения амплитуды A_p . Однако в момент времени $A_{p.m}$ наступит разрушение крыла модели, что является недопустимым.

Опустив перпендикуляры из отмеченных точек на графике на ось абсцисс, определим моменты времени разрушения натурального самолета τ_p и модели $\tau_{p.m}$ соответственно (см. рис. 2). Тогда время, за которое флаттерные колебания должны быть погашены, составляет

$$\tau = \tau_{p.m} - \tau_p, \quad (1)$$

где $\tau_{p.m}$, τ_p — время разрушения модели и натурального самолета соответственно.

Это короткое время (тем более короткое, чем более «злым» является исследуемая форма флаттера), которое определяется запасом прочности крыла модели, нужно эффективно использовать для уменьшения амплитуды колебаний, их гашения или вывода модели из критического режима полета каким-либо иным способом.

Другим способом предотвращения разрушения СДПМ могло бы стать быстрое уменьшение скорости набегающего потока за счет срабатывания парашютной системы торможения и мягкой посадки СДПМ. Однако она не может эффективно справиться с этой задачей, поскольку быстродействие системы торможения и мягкой посадки модели недостаточно для предотвращения ее разрушения от флаттерных колебаний — пока купол парашюта наполнится и затормозит модель (за 10-15 секунд), колебания флаттера (с частотой 5-20 Гц) неизбежно разрушат крыло модели. Лишенная крыла модель перейдет к неуправляемому беспорядочному падению и будет разрушена нагрузками от набегающе-

го потока (во всяком случае, действующие перегрузки выведут из строя ее дорогостоящее бортовое оборудование).

Тензодатчики, установленные на модели, измеряют напряжения в силовой конструкции крыла и подают сигналы системе измерений и электронному пороговому устройству. Когда амплитуда колебаний крыла модели достигает критического значения, пороговое устройство, отслеживающее эти колебания, подаёт одновременно сигнал на срабатывание парашютной системы торможения и мягкой посадки СДПМ и системы аварийного гашения флаттера (размещенной в крыле или фюзеляже), позволяющей тем или иным способом предотвратить разрушение модели, остановив возникшие колебания. Время срабатывания и гашения колебаний таким устройством обозначим τ_{cp} . Период от подачи сигнала пороговым устройством системе торможения и мягкой посадки до торможения СДПМ до безопасной с точки зрения флаттера скорости благодаря наполнению купола парашюта обозначим $\tau_{c.m}$. С помощью этих четырех значений времени можно количественно обосновать эффективность и саму рациональность применения того или иного устройства, а также сопоставить между собой эффективность нескольких альтернативных вариантов конструкции устройств аварийного гашения флаттера.

Таким образом, устройство аварийного гашения флаттера должно уменьшить амплитуду колебаний за время, меньшее τ . Кроме того, оно должно удерживать эту амплитуду в пределах, не превышающих разрушающее значение для крыла модели, в течение времени

$$\tau_{np} = \tau_{c.m} - \tau_{cp}, \quad (2)$$

где τ_{cp} , $\tau_{c.m}$ — время срабатывания аварийного устройства и торможения модели до безопасной с точки зрения флаттера скорости за счет работы парашютной системы торможения соответственно.

Если время срабатывания устройства и гашения флаттера τ_{cp} будет больше τ , то, естественно, такая модель будет разрушена и данный механизм использовать недопустимо. Напротив, если $\tau_{cp} < \tau$, то такое устройство является эффективным и чем меньше это время, тем с более «злым» флаттером сможет справиться механизм.

Для некоторых типов устройств аварийного гашения флаттера не исключена вероятность повторного возникновения флаттера после срабатывания устройства до ввода в действие системы торможения и мягкой посадки. Для таких вариантов возникает потребность оценки необходимости повторного запуска устройства (рис. 3). Для этого необходимо сравнить время срабатывания системы торможения и мягкой посадки $\tau_{c.m}$ со временем до повторного достижения критического значения ам-

плитуды колебаний крыла $\tau_{p.2}$. Если $\tau_{c.m} < \tau_{p.2}$, то повторный запуск не требуется. Напротив, если $\tau_{c.m} > \tau_{p.2}$, то необходимо запустить устройство еще раз, чтобы флаттер прекратился.

Поэтому некоторые варианты устройства аварийного гашения флаттера необходимо проектировать с возможностью многократного срабатывания (гашения амплитуды колебаний). В этом случае суммарное время их работы должно быть не меньше промежутка времени τ_{np} .

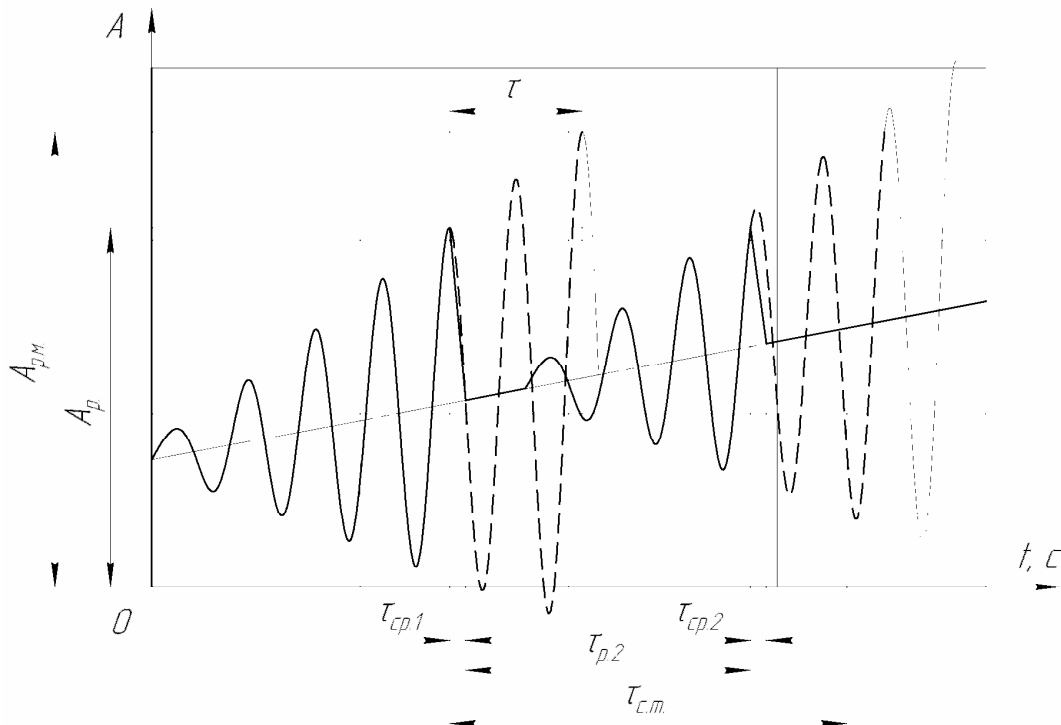


Рисунок 3- Период работы устройства многократного гашения флаттера

Проведенный анализ позволяет конкретизировать требования к разрабатываемому устройству аварийного гашения флаттера СДПМ, оценить целесообразность применения того или иного типа устройства, а также сопоставить эффективность его альтернативных вариантов.

Список использованных источников

1. Бисплингхофф Р., Аэроупругость: пер. с англ./ Р. Бисплингхофф, Х.Эшли, Р.Халфэн. –М. Изд-во иностранной литературы 1958г.–800 с.
2. Энциклопедия "Машиностроение": Том IV-21. "Самолеты и вертолеты": Кн.2: "Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов"; ред. тома В.Г.Дмитриев. –М.: Машиностроение, 2004.–752 с.
3. Летные исследования и испытания: Фрагменты истории и современное состояние: сб. ст. – М.: Машиностроение, 1993. – 496 с.

Поступила в редакцию 03.07.09.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Е. Гайдачук,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков*