УДК 629.7.018.4:620.178.3

ОПЫТ КОНТРОЛЯ ДЕФЕКТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПО ПАРАМЕТРАМ ВИБРАЦИЙ

© 2016 В.А. Бернс¹, Е.А. Лысенко², А.В. Долгополов³, Е.П. Жуков¹

¹ Сибирский научно-исследовательский институт авиации имени С.А. Чаплыгина, г. Новосибирск ² Информационные спутниковые системы имени академика М.Ф. Решетнёва, г. Железногорск ³ Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского, г. Жуковский

Статья поступила в редакцию 25.04.2016

Решается задача идентификации дефектов летательных аппаратов по вызванным ими изменениям динамических характеристик объектов контроля. Рассмотрены такие виды дефектов, как нарушение целостности конструкций, ослабление креплений и появление зазоров в местах стыковки агрегатов, люфты в механических системах передачи усилий или перемещений, повышенное сухое трение в опорах отклоняемых поверхностей, резонансные режимы колебаний элементов планера и систем, недостаточная эффективность гидравлических демпферов в составе упругого планера. Контроль может происходить либо на уровне качественной оценки, либо на уровне количественной оценки одного или нескольких дефектов. Результаты исследований влияния дефектов на динамические характеристики летательных аппаратов позволили определить идентификационные признаки дефектов. Так, идентификационными признаками трещин и разрушений, ослабления креплений и наличия зазоров в местах стыковки агрегатов, возникновения резонансных режимов колебаний элементов конструкций являются изменения амплитудно-частотных характеристик и спектральной плотности мощности случайной вибрации. Для идентификации люфтов в проводках управления и сухого трения в опорах отклоняемых поверхностей предложено использовать искажения фигур Лиссажу и портретов вынужденных колебаний. Исследования причин низкой эффективности гидравлических демпферов производились на нелинейной математической модели органа управления самолётом, параметры которой определялись по результатам динамических испытаний. Предложена методика контроля дефектов космических аппаратов открытого исполнения, которая содержит три этапа исследований. На первом этапе производятся зондирующие испытания с низкой интенсивностью вибрационного нагружения и регистрацией откликов конструкции акселерометрами. По результатам зондирующих испытаний на втором этапе рассчитывается нормированный безопасный режим нагружения. Испытания на этом режиме проводятся как на вибростенде, так и в акустической камере. На третьем этапе повторяются зондирующие испытания, результаты которых сопоставляются с результатами первого этапа. По отклонениям параметров вибраций определяются местоположение и характер дефекта.

Ключевые слова: летательный аппарат, контроль дефектов, идентификационные признаки дефектов, нарушение целостности, люфты, зазоры, сухое трение, эффективность демпферов.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из методов обеспечения соответствия авиационной и космической техники требованиям прочности, принятым нормам и правилам является выявление дефектов их конструкций на этапе производства. Такие дефекты оказывают непосредственное влияние на техническое состояние летательных аппаратов (ЛА).

В машиностроении широкое распространение нашли методы оценки технического состояния изделий по параметрам вибраций. На их

E-mail: mla340@iss-reshetnev.ru

Жуков Егор Павлович, инженер. E-mail: zh-ep@yandex.ru

основе созданы контрольные приборы и стенды для диагностирования, в основном, машин и механизмов, имеющих вращающиеся части [8].

В вибродефектоскопии конструкций с целью контроля появляющихся в процессе эксплуатации повреждений нашли применение методы модальной идентификации динамических систем [4]. Выявление трещин и разрушений в конструкциях основано на том, что такие повреждения вносят изменения в их частоты, формы и демпфирование собственных тонов колебаний. Для реализации методов строится линейная расчетная математическая модель исходной системы, и дефекты выявляются по изменениям динамических характеристик неповрежденной конструкции. Анализ публикаций, посвящённых этой тематике, позволил составить перечень таких дефектов и установить причины и последствия их возникновения. Например, в работах [3, 5, 7, 9 – 13] о появлении трещин и разрушений в

Бернс Владимир Андреевич, доктор технических наук, начальник отдела. E-mail: v.berns@yandex.ru

Лысенко Евгений Александрович, кандидат технических наук, заместитель начальника отдела.

Долгополов Антон Валерьевич, младший научный сотрудник. E-mail: dolganton@yandex.ru

конструкции судят по изменению ее собственных частот, форм и декрементов колебаний. В [9] для обнаружения повреждений предлагается использовать корректировку матриц инерции и жёсткости конструкции по изменениям собственных частот системы из-за появления дефектов. Метод обнаружения местных повреждений композитных конструкций по изменению собственных частот и параметров затухания, соответствующих различным формам колебаний, разработан в [13].

Следует отметить, что использование известных методов вибродефектоскопии для выявления ряда дефектов ЛА не всегда представляется возможным ввиду специализированности и узкой направленности этих методов.

В настоящей работе изложен опыт обнаружения конструктивных и производственно-технологических дефектов самолетов и космических аппаратов (КА) по результатам вибрационных испытаний. Такими испытаниями являются контрольные модальные испытания полностью собранных и укомплектованных оборудованием самолётов. Экспериментальным исследованиям подвергаются все опытные самолёты и, по крайней мере, один из каждой производственной серии. Вибрационные испытания КА являются составной частью их наземной экспериментальной отработки. Нагружения КА производятся как с помощью вибростендов, так и в акустических камерах.

МЕТОДИКА КОНТРОЛЯ И ВИДЫ КОНТРОЛИРУЕМЫХ ДЕФЕКТОВ

Диагностирование ЛА по параметрам вибраций предполагает выполнение следующих работ:

- проведение вибрационных испытаний;

- определение параметров вибраций ЛА: амплитудно-частотных (АЧХ) и фазово-частотных характеристик (ФЧХ), портретов колебаний, модальных характеристик конструкций;

- выявление отклонений параметров вибраций от контрольных значений;

- оценка погрешностей определения параметров вибраций, выделение отклонений в этих характеристиках, являющихся следствием появления дефектов;

- установление идентификационных признаков и определение вида дефекта;

- построение математической модели конструкции с дефектом по результатам испытаний;

- оценка величины и местоположения дефекта.

Под контрольными значениями параметров вибраций здесь понимаются их величины, заложенные в конструкцию ЛА при проектировании, а также полученные в проведенных ранее испытаниях однотипных изделий. Возможны также нарушения симметрии динамических характеристик, присущей симметричным объектам.

Важно отметить, что контроль может происходить как на уровне качественной оценки, так и на уровне количественной оценки одного или нескольких дефектов.

Особенностью контроля дефектов в конструкции КА является то, что он производится в несколько этапов [6].

На первом этапе осуществляется зондирующее вибрационное нагружение КА с низкой интенсивностью. Одной из основных задач этого этапа является составление прогноза поведения конструкции при нормированном вибрационном воздействии. Суть второго этапа заключается в нагружении конструкции нормированным вибрационным воздействием такой интенсивности, при которой проявляются дефекты. Третий этап является повторением первого. По отклонениям параметров вибраций определяется местоположение и характер дефекта.

Поскольку появление дефектов обнаруживается по изменениям динамических характеристик конструкций, то необходимо или исключить влияние других факторов на эти характеристики, или иметь возможность оценивать это влияние. Поэтому важной составляющей методики диагностирования ЛА по параметрам вибраций является оценка погрешностей определения этих параметров[1].

Результаты диагностирования конструкций 84 самолетов девяти типов и пяти космических аппаратов открытого исполнения позволили составить перечень дефектов, контролируемых по изменениям параметров вибраций.

Конструктивные и производственно-технологические дефекты:

 - люфты в механических системах передачи усилий или перемещений;

- нарушение технологии стыковки агрегатов;

 повышенное сухое трение в опорах отклоняемых поверхностей;

- резонансные режимы колебаний элементов планера ЛА и его систем;

- недостаточная эффективность гидравлических демпферов.

Дефекты, возникающие в процессе вибрационных испытаний КА:

- нарушение целостности (трещины, расслоения, и т.д.);

- ослабление креплений агрегатов.

Ниже рассмотрены характерные примеры выявления таких дефектов.

ЛЮФТЫ В СИСТЕМАХ ПЕРЕДАЧИ УСИЛИЙ ИЛИ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ

Решение задачи контроля люфтов в системах передачи усилий или перемещений проиллюстрируем на примере проводки управления самолётом.

Люфты в механических проводках управления отклоняемыми поверхностями относятся к одним из распространенных производственнотехнологических дефектов. Наличие люфтов может привести к ухудшению аэроупругих характеристик самолёта.

Рассматривается проводка управления, представляющая собой систему качалок, последовательно соединенных между собой тягами. В соединениях между тягами и качалками возможен люфт. В качестве тестируемой конструкции использовалась макетная проводка управления, собранная на жёстком основании из элементов проводки управления самолёта (рис. 1). Жёсткое основание вывешено на упругих шнурах. Возбуждение колебаний имитатора органа управления производилось электродинамическим силовозбудителем (ЭДСВ). Измерения вибраций – акселерометрами, установленными на имитаторе, качалках и тягах. Схема проводки управления и обозначения точек измерения ускорений приведены на рис. 2.



Рис. 1. Стенд для испытаний проводки управления: 1 – имитатор органа управления; 2 – жёсткое основание; 3 – тяга; 4 – качалка; 5 – ЭДСВ; 6 – акселерометры



Рис. 2. Схема проводки управления

Все качалки и тяги одинаковые. Тяги соединяются с плечами качалок болтами, допуск на диаметр которых составляет 28 мкм. Для имитации люфтов была изготовлена серия болтов с отклонениями от 30 до 50 мкм.

На рис. 3 показаны зависимости резонансной частоты *p* органа управления от амплитуды вынуждающей силы *F* при различном статическом обжатии проводки управления. Характерное изменение резонансной частоты системы – достаточно резкое уменьшение (до 10% и более) с ростом силы, затем плавное возрастание – позволяет судить о наличии люфта.



Рис. 3. Зависимость резонансной частоты от амплитуды вынуждающей силы

Появление люфта в каком-нибудь соединении звеньев проводки управления приводит к нелинейным искажениям формы сигналов акселерометров на торцах соединительных тяг вблизи узла с дефектом. Наличие этих искажений определяется по фигурам Лиссажу, вертикальная развертка которых пропорциональна сигналу датчика ускорения «n», а горизонтальная – гармонике возбуждающей силы U. На резонансе линейной системы эти фигуры представляют собой эллипс (рис. 4).



Рис. 4. Фигура Лиссажу для соединения без люфта (а) и с люфтом (б)

Для численной оценки искажений фигур Лиссажу использовалось преобразование Фурье. Затем выделялась первая гармоника, которая вычиталась из полного сигнала, а в остатке определялся абсолютный максимум искажений за период. Этот максимум относился к амплитуде первой гармоники, и величина отношения обозначалась как ξ . В табл. 1 приведены величины ξ для всех соединений проводки управления в случае люфта в узле 6. Величина ξ в узле с дефектом значительно выше величин в других узлах. Таким способом локализуется дефектное соединение.

Для оценки величины люфта воспользуемся математической моделью органа управления, представляющую собой зависимость частоты фазового резонанса вращения отклоняемой поверхности от амплитуды колебаний при наличии

Таблица 1. Искажения фигур Лиссажу в узлах проводки

№ узла	1	2	3	4	5	6	7	8
w	10,42	8,82	5,99	26,28	9,83	101,62	59,67	43,64

Номер узла	3	3	3	3	4	4	6	6
Истинный люфт, (мкм)	20,0	32,0	43,0	50,0	35,0	50,0	35,0	50,0
Вычисленный люфт, (мкм)	22,0	32,0	49,0	54,0	38,3	52,6	35,3	53,9

Таблица. 2. Оценка величины люфта

люфта в проводке управления. С помощью этой модели можно получить формулу для определения величины люфта [1]:

$$\tau \varepsilon = 3, 5A_1 \left(1 - \frac{\omega_e}{\omega_0}\right), \tag{1}$$

где A_{l} – амплитуда колебаний, при которой преодолевается статическое усилие в проводке управления; ^Фå – наименьшее значение резонансной частоты; ω_0 – резонансная частота системы при амплитудах колебаний, меньших чем A_1 ; τ – отношение перемещения органа управления к перемещению дефектного узла.

В табл. 2 приведены результаты вычислений по формуле (1) для различных значений люфтов в узлах 3, 4 и 6. Из представленных результатов следует, что оценка величины люфта является завышенной, но ее погрешность не превышает 10%.

Итак, описанный метод позволяет выявить дефектную проводку управления, выделить дефектные соединения и вычислить величины люфтов с достаточной точностью.

НАРУШЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ СТЫКОВКИ АГРЕГАТОВ

Зазор в подвижных соединениях. Методику контроля зазоров в подвижных соединениях проиллюстрируем на примере контроля люфтов в проводке управления самолётом. Будем считать, что экспериментальное оборудование не позволяет производить определение частот фазового резонанса и построение фигур Лиссажу. Для выявления идентификационных признаков зазоров были проведены экспериментальные исследования других фигур, названных портретами колебаний. Во всех случаях вертикальная развёртка производилась пропорционально ускорению *n* в узлах проводки управления, а горизонтальная пропорционально:

1) первой гармонике ускорения n_1^1 в точке 1 отклоняемой поверхности (рис. 2);

 2) первой гармонике скорости v₁¹ в точке 1;
 3) первой гармонике ускорения n₁ в узлах проводки управления.

В качестве примера на рис. 5 показаны портреты колебаний в узле с повышенным люфтом. Отметим, что портреты № 1 и № 2 на резонансе линейной системы является эллипсами, а портрет № 3 – окружностью.

Из представленных на рис. 5 результатов следует, что нелинейные искажения колебаний, вносимые люфтами, качественно наиболее близко к фигурам Лиссажу отслеживает портрет колебаний № 3. Для того, чтобы решить вопрос об идентификационном признаке люфтов, были сделаны численные оценки этих искажений. Их величины определялись так же, как и в анализе фигур Лиссажу и обозначалась как ξ_i. Индекс i соответствует номеру портрета колебаний.

Результаты исследований для случая люфта в узле № 3 показаны на рис. 6 (здесь *N* – номер узла проводки управления), из которых следует, что портрет колебаний № 2 не может являться идентификационным признаком люфтов. Максимальные искажения этого портрета не соответствуют положению дефекта. При этом распределения величин позволяют выявить дефектный узел. Учитывая, что портрет колебаний № 3 не только количественно,



Рис. 5. Портреты колебаний



Рис. 7. Зависимости искажений портретов колебаний от величины люфта

но и качественно идентифицирует люфты, его следует принять в качестве идентификационного признака для локализации такого дефекта.

Информацией для определения размера дефекта являются зависимости искажений портрета колебаний от величины люфта для каждого узла проводки управления. На рис. 7 показан пример такой зависимости для портретов колебаний № 1 и № 3. Несмотря на то, что портрет колебаний № 1 не может быть использован для локализации люфта, изменение величины дефекта в конкретном узле он отражает адекватно.

Орган управления со смещённым узлом навески. Экспериментальный модальный анализ органов управления самолётом может привести к следующему результату: резонансные частоты и формы колебаний вращения симметрично расположенных отклоняемых поверхностей отличаются друг от друга. На рис. 8 показаны нормированные формы колебаний симметричного вращения флаперонов крыла в самолётной системе координат. Цифрами здесь обозначены: 1 и 2 – задняя и передняя кромки флаперонов; 3 и 4 – задняя и передняя кромки крыла. Индекс «л» относится к левой, а индекс «п» к правой половине самолёта.

Как следует из рис. 8, форма колебаний левого флаперона представляет собой вращение с изгибом. Результаты испытаний также показали, что резонансная частота левого флаперона на 11% выше, а его резонансная амплитуда в 2,5 раза ниже соответствующих параметров колебаний правого флаперона. Причём зависимость резонансной частоты левого флаперона от амплитуды колебаний соответствует динамической системе с сухим трением.

Флапероны крыла имеют по 6 узлов навески. Было сделано предположение, что значи-





тельное сухое трение возникло в узлах навески левого флаперона из-за их несоосной установки. Расчеты показали, что если смещение какой-либо опоры возможно, то это концевая опора: смещение других требует нереально больших усилий.

Для проверки правильности этого предположения концевые опоры флаперонов были отсоединены и проведены повторные испытания. В результате резонансные частоты левого и правого флаперонов стали близкими, а формы колебаний близкими к симметричным. Проведенный далее инструментальный контроль показал, что концевая опора левого флаперона была смещена на Змм относительно штатного положения.

Проведенный комплекс расчетных и экспериментальных исследований для идентификации несоосности опор отклоняемых поверхностей не может быть выполнен в объеме и сроках модальных испытаний самолётов. Поэтому для оперативного выявления дефекта целесообразно установить, какими динамическими характеристиками обладает отклоняемая поверхность со смещённой опорой.

Для изучения этого явления был создан стенд, в котором объектом испытаний являлся стабилизатор самолёта с рулем высоты. Конструкции стабилизатора и руля были доработаны так, чтобы можно было получить различные величины несоосности установки концевой опоры руля. Для определения идентификационных признаков несоосности опор были проведены исследования тех же портретов колебаний, что и при диагностировании зазоров. Эти портреты строились по результатам измерений вибраций в различных точках руля для разных величин смещения опоры.

Результаты исследований показали, что идентификационным признаком несоосной установки опоры руля является портрет колебаний № 3. На рис. 9 показан этот портрет в точках руля, находящихся на различном удалении от концевой опоры. С приближением к смещаемой опоре искажения портрета усиливаются, что позволяют локализовать дефект.

Искажения портрета усиливаются и с увеличением смещения концевой опоры *е* (рис. 10). Эту зависимость можно использовать для оценки величины несоосности узла навески.

ПОВЫШЕННОЕ СУХОЕ ТРЕНИЕ В ОПОРАХ ОТКЛОНЯЕМЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

Примером органа управления самолётом, в подвижных соединениях которого имеется сухое трение, является цельноповоротный управляемый стабилизатор, корневая опора которого представляет собой конический подшипник скольжения. Сухое трение в опорах может значительно повысить резонансную частоту вращения органа управления при низких амплитудах колебаний. Поскольку трение может существенно меняться в процессе эксплуатации самолёта, то его влияние необходимо оценить. На основании вышесказанного будем условно считать сухое трение дефектом.

Расчетная схема органа управления представлена на рис. 11. Здесь: $C_1 + C_2$ – жёсткость руля, соответствующая амплитудам колебаний, при которых силы в проводке управления не превышают силы трения; C_1 — жёсткость руля при $\Phi \rightarrow \infty$, где Φ – амплитудное значение угла отклонения φ .

На том основании, что вынужденные колебания органа управления при гармоническом внешнем воздействии происходят по гармоническому закону с амплитудой Ф и фазой ωt (установлено экспериментально), в качестве математической



Рис. 10. Искажения портрета колебаний в зависимости от смещения опоры



Рис. 11. Расчётная схема органа управления

модели вынужденных колебаний органа управления принято уравнение движения в виде [1]:

$$J\ddot{\varphi}(t) + g_1(\Phi,\omega)\dot{\varphi}(t) + g_2(\Phi,\omega)\varphi(t) =$$

= $M\sin(\omega t + \theta).$ (2)

Здесь *J* – момент инерции органа управления; *M* – амплитуда возбуждающего момента; θ – сдвиг фазы колебаний органа управления относительно фазы возбуждающего момента; $g_1(\Phi, \omega)$ и $g_2(\Phi, \omega)$ нелинейные функции, которые описывают, соответственно, диссипативные и упругие характеристики органа управления.

Параметры, входящие в $g_1(\Phi, \omega)$ и $g_2(\Phi, \omega)$, определим из следующих условий:

$$\min \sum_{i=1}^{M} g_i (p_i^* - p_i)^2,$$

$$\min \int_{0}^{\Phi_m} g(\Phi) [F(\Phi) - F^*(\Phi)]^2 d\Phi$$

Здесь p_i – частоты фазового резонанса органа управления, полученные в результате модальных испытаний, а p_i^* – величины этих частот, рассчитанные по математической модели (2); весовые коэффициенты g_i и весовая функция $g(\Phi)$ учитывают, что математическая модель должна быть более достоверна для больших амплитуд колебаний; $F(\Phi)$ – отношение изменения максимальной потенциальной энергии за цикл колебаний к жёсткости при свободных затухающих колебаниях системы, определенное экспериментально; $F^*(\Phi)$ – та же величина, рассчитанная по математической модели; Φ_m – максимальная амплитуда затухающих колебаний.

По разработанной методике были проведены расчётно-экспериментальные исследования динамических характеристик управляемого стабилизатора динамически подобной модели самолета. На рис. 12 приведены зависимости резонансной частоты и коэффициента рассея-



Рис. 12. Зависимости резонансной частоты и коэффициента рассеяния энергии от амплитуды колебаний

ния энергии стабилизатора от амплитуды его колебаний, полученные экспериментально и по математической модели. Здесь А – амплитуда колебаний задней кромки стабилизатора.

На основании представленных результатов можно сделать вывод о том, что построенная математическая модель хорошо отражает амплитудные зависимости резонансной частоты и демпфирования реальной системы в области больших амплитуд колебаний.

РЕЗОНАНСНЫЕ РЕЖИМЫ КОЛЕБАНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ ПЛАНЕРА ЛА И ЕГО СИСТЕМ

Использовать собственные формы колебаний планера для выявления конструктивных и технологических дефектов обычно не удаётся: изменения упругих и инерционных характеристик самолёта из-за локального дефекта, как правило, мало влияют на собственные частоты и формы таких колебаний. Но исключения возможны. Так, в процессе испытаний самолёта обнаружилось существенное снижение собственной частоты вертикального изгиба фюзеляжа первого тона по сравнению с расчётной частотой, а задний узел этой формы колебаний сместился к центру фюзеляжа (рис. 13). На рисунке *Y* – нормированная форма колебаний фюзеляжа.

Такие изменения динамических характеристик возможны в том случае, если вблизи этой собственной частоты происходят резонансные колебания агрегата с большой массой. В результате исследований было установлено, что вблизи





собственной частоты первого тона вертикального изгиба фюзеляжа наблюдаются резонансные колебания основных стоек шасси. Система фиксирования стоек в убранном положении была доработана.

На ряде однотипных самолётов были обнаружены разрушения криволинейного участка трубопровода противообледенительной системы (ПОС), представляющие собой сквозные трещины вдоль продольного сварного шва. Концы трещин уходили от сварного шва под углом ≈ 45°. Было произведено тензометрирование криволинейного колена в процессе наземных гонок двигателей и сделан расчет напряжённо-деформированного состояния трубопровода под воздействием эксплуатационных нагрузок. Уровень вибрационного нагружения подбирался таким, чтобы расчётные окружные напряжения в месте наклейки тензодатчика вблизи трещины равнялись измеренным при наземной гонке. Таким образом, используя расчётное распределение напряжений и нормирование их величин по результатам испытаний, удалось установить, что к значительным динамическим напряжениям в месте разрушения приводят резонансные колебания трубопровода с кручением криволинейного колена.

НЕДОСТАТОЧНАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ ДЕМПФЕРОВ

Гидравлические демпферы широко используются в самолётостроении для снижения амплитуд вынужденных колебаний и повышения скоростей полета, при которых возможны автоколебательные режимы органов управления. Решение об установке демпферов может приниматься тогда, когда самолёт уже выпускается серийно. В этом случае программа модальных испытаний предусматривает испытания органов управления как с демпферами, так и без них. Здесь рассматривается случай, когда рули направления двух типов изделий были доработаны установкой на них по два гидравлических демпфера. При этом результаты испытаний показали, что характеристика демпфирования колебаний руля с двумя демпферами мало отличается от этой характеристики руля с одним демпфером (рис. 14, δ – декремент колебаний, А – амплитуда колебаний задней кромки руля, цифрами обозначено количество установленных демпферов).

Изучение этого явления производится с помощью нелинейной математической модели в виде уравнений движения. Расчётная схема системы «орган управления – гидравлический демпфер» представлена на рис. 15, где использованы обозначения: C_1 – жёсткость проводки управления; C_2 – жёсткость демпфера; C_3 – жёсткость опор демпфера; h – коэффициент вязкого трения в демпфере; h_0 – коэффициент вязкого трения в проводке управления; T – величина



сухого трения между подвижными элементами демпфера; *r* – расстояние от точки крепления демпфера до оси вращения органа управления; 2ε – люфт в узлах навески демпфера; *y* – перемещение штока демпфера; Φ – угол поворота



Рис. 15. Расчётная схема руля с демпфером

Дифференциальные уравнения движения органа управления приняты в виде (обозначения аналогичны (2)):

$$J\ddot{\varphi}(t) + h_{0}\dot{\varphi}(t) + c_{1}\varphi(t) + f_{1}(\varphi, y) = M\sin(\omega t + \theta),$$

$$f_{2}(\varphi, y, \dot{y}) = 0.$$
(3)

Здесь $f_1(\phi, y)$ – момент сил, действующих на орган управления со стороны демпфера.

Второе уравнение в (3) есть уравнение движения штока демпфера.

Анализ экспериментальных данных показал, что вынужденные колебания рулей при гармоническом внешнем воздействии являются гармоническими. Кроме того, сдвиг фазы колебаний штока демпфера относительно фазы колебаний руля постоянен в широком диапазоне частот, что позволяет пренебречь массой штока демпфера (обычное допущение в таких расчётах). Преобразования уравнений (3) с учётом результатов анализа, а также методика идентификации этой математической модели изложены в [1]. Отметим только, что при определении параметров модели использовалось требование повышенной достоверности при больших амплитудах колебаний руля.

Рисунки рис. 16 и рис. 17 иллюстрируют адекватность построенной математической модели реальной динамической системе (звёздочкой отмечены результаты расчёта).



Рис. 16. Зависимость резонансной частоты от амплитуды колебаний



Рис. 17. Зависимость коэффициента рассеяния энергии от амплитуды колебаний

С использованием математической модели были проведены исследования влияния параметров демпферов на динамические характеристики органа управления. В результате удалось установить, что причиной низкой эффективности демпферов является недостаточная жёсткость его опор. Этот вывод иллюстрирует рис.18.



Рис. 18. Влияние жёсткостей опор демпфера на демпфирование колебаний руля

ДЕФЕКТЫ, ВОЗНИКАЮЩИЕ В ПРОЦЕССЕ ВИБРАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ КА

Объектом контроля являются КА, конструктивно-силовая схема которых состоит из углепластикового цилиндра с закреплёнными на нем сотовыми плоскими панелями. На панелях установлены агрегаты и оборудование КА. На время вибрационных испытаний на каждом агрегате и оборудовании устанавливаются датчики ускорений. Локализация дефекта производится по изменению параметров вибраций, регистрируемых каждым датчиком.

Ниже представлены примеры выявления дефектов КА и указаны их идентификационные признаки.

По характеру изменений АЧХ можно сделать предварительное заключение о виде дефекта, возникшего в процессе испытаний КА (окончательное заключение – после визуального осмотра). Так снижение частоты амплитудного резонанса и резкое падение амплитуды вибраций свидетельствует о нарушении целостности конструкции – появление, например, трещины уменьшает жёсткость и значительно повышает демпфирование колебаний (рис. 19).

Другой характер имеют изменения АЧХ и спектральной плотности мощности случайной вибрации (СПМ) при ослаблении креплений агрегатов: снижение частоты амплитудного резонанса происходит почти без изменения резонансной амплитуды колебаний (рис.20, 21)

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Составлен перечень конструктивных и производственно-технологических дефектов конструкций ЛА, которые были выявлены по параметрам вибраций. Определены идентификационные признаки и разработаны методики идентификации таких дефектов.



Рис. 19. Разрушение сотовой панели



Рис. 20. Контроль ослабления крепления агрегата по АЧХ



Рис. 21. Контроль ослабления крепления агрегата по СПМ

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Бернс В.А. Диагностика и контроль технического состояния самолётов по результатам резонансных испытаний: монография. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2012. 272 с.
- 2. Идентификация дефектов летательных аппаратов по параметрам вибраций в процессе эксплуатации / В.А. Бернс, Е.А. Лысенко, Д.А. Маринин, А.В. Долгополов, Е.П. Жуков // Доклады Академии наук высшей школы Российской Федерации. 2015. № 2 (27). С. 24-42.
- Большаков В.П., Законников Е.А. Вибродиагностика конструкций по формам их собственных колебаний // Вибродиагностика и виброзащита машин и приборов: Межвуз. сб. науч. тр. Иваново: Изд-во Ивановского университета, 1989. С. 71-76.
- 4. Вибродиагностика авиационных конструкций. М., 1986. Вып. 256. 95 с.
- 5. Динамические методы контроля трещинообразования прецизионных элементов конструкций / *Н.И. Крылов, М.А. Ноздрин, В.И. Шапин* // Вибротехника. Вильнюс, 1989. № 63. С. 49-54.
- 6. Выявление дефектов космических аппаратов в процессах испытаний на вибрационные и акустические воздействия в испытательной лаборатории / *Е.А. Лысенко, М.Д. Евтифьев, В.И. Халиманович, А.К. Шатров* // Вестник СибГАУ. 2005. № 6. С. 174-178.
- 7. *Мотылев Н.И*. Выявление механических дефектов в элементах реакторов и конструкций АЭС при те-

стовых виброударных воздействиях // Технологии и системы обеспечения жизненного цикла ядерных энергетических установок. СПб.: Менделеев, 2004. Вып. 2. С. 126-131.

- Неразрушающий контроль: справочник. Т. 7. Кн. 2. Вибродиагностика / Ф.Я. Балицкий, А.В. Барков, Н.А. Баркова и др. М.: Машиностроение, 2005. 829 с.
- 9. Постнов В.А. Определение повреждений упругих систем путем математической обработки частотных спектров, полученных из эксперимента // Механика твердого тела : Известия РАН. 2000. № 6. С. 155-160.
- Постнов В.А., Шлоттманн Г. Использование экспериментальных данных об изменении динамических свойств упругих систем в задачах определения структурных повреждений // Вестник ННГУ. Серия Механика. 2004. № 1. С. 32-42.
- Chen J.Ch., Garba J.A. Structural damage assessment using a system identification technique // Safety Evaluation Based on System Identification Approaches: Proc. Workshop, Lambrecht/pfalz, June 29th – July 1st, 1987 – Braunschweig; Weisbaden, 1988. P. 474–492.
- Danek O. A contribution to fault vibration diagnosis of structures and machines // Stroj. cas. 1992. Vol. 43. Nº 1. P. 13-19.
- 13. Structural crack detection without updated baseline model by single and multiobjective optimization / *R. Perera, Sh.E. Fang, C. Huerta* // Mechanical Systems and Signal Processing. 2009. Vol. 23. № 3. P. 752-768.

EXPERIENCE OF AIRCRAFT DEFECTS MONITORING BY VIBRATION PARAMETERS

© 2016 V.A. Berns¹, E.A. Lysenko², A.V. Dolgopolov³, E.P. Zhukov¹

¹ Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin, Novosibirsk ² Academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems, Zheleznogorsk ³ Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky, Zhukovsky

The problem of aircraft defects identification for the reason of changes induced by them in the dynamic characteristics of objects under control is being addressed. Such defects as a loss of structural integrity, attachments loosening and occurrence of gaps in joining places, backlashes in mechanical systems of forces or movements transfer, increased Coulomb friction in the deflecting surface supports, the resonant modes of vibrations of airframe components and systems, insufficient efficiency of hydraulic dampers as a part of the flexible airframe are considered. Monitoring can be realized at the level of qualitative or quantitative evaluation of one or more defects. The results of studies on the defects influence on the aircraft dynamic response allowed the defect identification characteristics determining. Thus, changes in the amplitude-frequency characteristics and the spectrum density of the random vibration power are the identification signs of cracks and damages, attachments loosening and presence of gaps in joining places, occurrence of resonant vibration modes of structural elements. It is proposed to use distortions of Lissajous figures and forced vibrations portraits to identify control circuit backlashes and dry friction in the deflecting surfaces supports. The research into the causes of the hydraulic dampers low efficiency was made using the nonlinear mathematical model of the aircraft controls, the parameters of which were determined by the dynamic tests results. An open spacecraft defects monitoring technique has been suggested, which contains three stages of research. At the first stage the exploratory tests are performed with the low intensity of vibrational loading and registration of the structure responses by accelerometers. At the second stage, according to the exploratory tests results a normalized safe loading mode is calculated. Tests upon this mode are conducted on the vibration testing machine and in the acoustic chamber. At the third stage the exploratory tests are repeated, the results of which are compared with the results of the first stage. By the vibration parameters deviations the defect location and nature are determined. Keywords: aircraft, defects monitoring, defect identification characteristics, loss of structural integrity, backlashes, gaps, Coulomb friction, dampers efficiency.

Vladimir Berns, Doctor of Engineering Science, Head of Department. E-mail: v.berns@yandex.ru Evgeniy Lysenko, Candidate of Science (Engineering), Deputy Head of Department. E-mail: mla340@iss-reshetnev.ru Anton Dolgopolov, Associate Research Fellow. E-mail: dolganton@yandex.ru Egor Zhukov, Engineer. E-mail: zh-ep@yandex.ru