

УДК 681.323

Е.В. Зотов

МЕТОД ИСКЛЮЧЕНИЯ ЯВЛЕНИЯ РАЗМЫТИЯ ИНФОРМАЦИИ НА ИНДИКАТОРАХ ПРИБОРНОЙ ДОСКИ

Зотов Евгений Валерьевич, окончил Ульяновский государственный университет, начальник ТКБ АО «УКБП». Имеет статьи по авиационной тематике. [e-mail: zzz80@inbox.ru].

Аннотация

В статье приведен анализ полетных данных при возникновении явления размытия воспринимаемой экипажем информации, отображаемой на экранах многофункциональных индикаторов приборной доски (далее явление РПД) летательного аппарата. Приведены результаты эксперимента, где наглядно демонстрируется, как продольные и поперечные колебания влияют на восприятие информации, отображаемой на экране многофункционального индикатора (далее индикатор). Предложен программно-аппаратный метод исключения явления РПД. Показано, как с помощью аппаратной доработки конструкции индикаторов и разработки соответствующего программного обеспечения представляется возможность корректного восприятия экипажем информации, отображаемой на экранах индикаторов приборной доски типа «стеклянная кабина», при воздействии вибраций, приводящих к возникновению явления РПД. Сделаны выводы о возможности и преимуществах применения программно-аппаратного метода исключения явления РПД.

Ключевые слова: анализ, данные, метод, индикатор, вибрация.

METHOD OF ELIMINATING OF THE PHENOMENON OF INFORMATION DEGRADATION ON THE DASHBOARD INDICATORS

Evgenii Valerevich Zotov, graduated from Ulyanovsk State University; Head of Thematic Multitask Team at Ulyanovsk Instrument Manufacturing Design Bureau Joint Stock Company; an author of articles in the field of aviation. e-mail: zzz80@inbox.ru.

Abstract

The article analyzes the flight data in case of degradation phenomenon of information perceived by the crew and displayed on the dashboard multifunction indicator screens (the phenomenon RPD) of the aircraft. The paper shows the experiment results, which demonstrate clearly how the longitudinal and transverse vibrations affect the perception of the information in on display screen of the multifunctional indicator (hereinafter referred to as the indicator). The author proposes a hardware-software method of eliminating the RPD phenomenon possibility. The article also demonstrates how the hardware improvement and the appropriate software development make it possible to correct the crew perception of the information displayed on the dashboard indicator screens of the type "a glass cabin" under the influence of vibration leading to the emergence of the RPD phenomenon. Moreover, the author makes the conclusions about the possibility and benefits of using a hardware-software method of eliminating the possibility of the RPD phenomenon.

Key words: analysis, data, method, indicator, vibration.

ВВЕДЕНИЕ

Явление РПД – это эффект, в результате которого значения счетчиков и текстовая информация, отображаемая на аналоговых приборах и многофункциональных индикаторах приборной доски (ПД) летательного аппарата (ЛА) под действием вибраций размываются, с точки зрения зрительного ее восприятия экипажем, и становятся нечитаемыми.

Существующие устройства виброизоляции (механические амортизаторы различного типа [1]) позволяют защищать оборудование ЛА от вибрации, но имеют ряд недостатков:

1. Размещение каждого индикатора на приборной платформе, оборудованной механическими амортизаторами, приводит к увеличению взлетной массы ЛА. В легкой авиации снижение взлетной массы ЛА – одна из приоритетных задач;

2. Особенности конструкции ПД ЛА легкой авиации не предусматривают возможность размещения индикатора, установленного на приборной платформе.

Предлагается активный программно-аппаратный метод исключения явления РПД – аппаратная часть метода предполагает оснащение каждого индикатора ПД ЛА акселерометром (датчиком перегрузок), программная часть

метода предусматривает разработку программного обеспечения (ПО), которое на основании данных, полученных от акселерометра, обеспечивает выполнение программной корректировки координат отрисовки отображаемых на экране индикатора элементов. Предлагаемая доработка не приведет к значительному изменению массогабаритных характеристик индикаторов (по сравнению с использованием механических амортизаторов) и обеспечит возможность корректного восприятия экипажем отображаемой информации.

Следует отметить, что явление РПД носит, как правило, кратковременный характер (от 3-х до 10-ти секунд). Однако необходимость внедрения предлагаемого метода обуславливается тем, что пилот не должен терять контроль за показаниями приборов на протяжении всего полета, а полностью исключить вероятность возникновения явления РПД не представляется возможным.

На современных ЛА основным средством отображения информации являются индикаторы. В отличие от традиционного прибора, индицирующего обычно 1–2, максимум 5–8 параметров, на экране индикатора могут индицироваться десятки параметров и сигналов, сменяя друг друга по мере необходимости. Такая гибкость, наряду с хорошими эргономическими качествами, высокой надежностью, эффективностью по многим критериям (например, по массе, габаритам, стоимости, потребляемой мощности) привели к тому, что в настоящее время индикаторы стали основными средствами отображения информации в кабине, оттеснив традиционные приборы и сигнализаторы на периферию рабочей зоны в качестве дополнительных и резервных средств [2].

Таким образом, исключение возникновения явления РПД особо актуально для современных ЛА, оснащенных ПД типа «стеклянная кабина».

«Стеклянная кабина» – совокупность приборов, отвечающих за индикацию пилотажно-навигационных параметров и параметров силовой установки в виде счетчиков, текстов и различных мнемосимволов на экранах индикаторов. Следовательно, концепция «Стеклянная кабина» подразумевает отсутствие на ПД ЛА аналоговых приборов, представляющих параметрическую информацию.

1 Анализ полетных данных

Для анализа были выбраны нескольких полетов, совершенных в рамках испытаний вертолета Ка-226Т. Целью анализа было получение численных значений перегрузок во время возникновения явления РПД. Полетные задания включали в себя полет на устойчивость, полет на максимально допустимой скорости (далее VNE), полет на

заданной барометрической высоте (далее $H_{бар}$), полет на дальность и полет по приборной скорости (далее $V_{пр}$).

В ходе анализа осуществлялся поиск в полученных полетных данных максимальных по модулю значений перегрузок, которым подвергалась ПД ЛА, в промежуток времени, достаточный для наблюдения явления РПД (порядка 10-ти секунд). Значения перегрузок по осям X , Y и Z , удовлетворяющие условиям поиска, наблюдались во время выполнения полета на VNE :

1. Значение вертикальной перегрузки достигало максимума при достижении скорости 237,4 км/ч;
2. Максимальное значение координаты равно 7,01 мм;
3. Минимальное значение координаты равно –10,15 мм.

На рисунках 1 и 2 представлены изменения значений вертикальной перегрузки и скорости полета ЛА в промежуток времени, в котором пилот наблюдал явление РПД.

Рисунки 1 и 2 приведены для наглядного представления о том, как (в данном случае во время выполнения полета на VNE) увеличение вибрационных нагрузок (в частности вертикальной перегрузки) на ПД зависит от скорости ЛА.



Рис. 1. Изменение значений вертикальной перегрузки



Рис. 2. Изменение значений приборной скорости

Имея в распоряжении значения перегрузок (ускорений), путем интегрирования по времени можно получить представление об изменении значений координат символов отображаемой информации в плоскости экрана индикатора. Для операции интегрирования применялся метод трапеций. После повторного интегрирования можно получить относительные значения координат по всем трем осям.

На рисунке 3 представлены результаты повторного интегрирования перегрузки по оси Y в виде изменения значений координаты по оси Y в промежутке времени, в котором пилот наблюдал явление РПД. Максимальное и минимальное значения координаты выделены маркерами.



Рис. 3. Изменение значений координаты по оси Y

2 ЭКСПЕРИМЕНТ И ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ

Целями проведения эксперимента являются:

1. Моделирование ситуации, описанной в разделе 1;
2. Получение визуального подтверждения возникновения явления РПД;
3. Получение диапазона частот, в котором наблюдается явление РПД.

Для этого индикатор, являющийся частью бортовой информационной системы контроля, которая входит в состав оборудования семейства вертолетов «АНСАТ» и Ка-226Т, подвергается перегрузкам, направленным вдоль оси X в диапазоне от 1,0g до 1,51g с шагом 0,03g и амплитудой колебаний, равной 10 мм на аттестованном вибростенде. Направления осей показаны на рисунке 4.

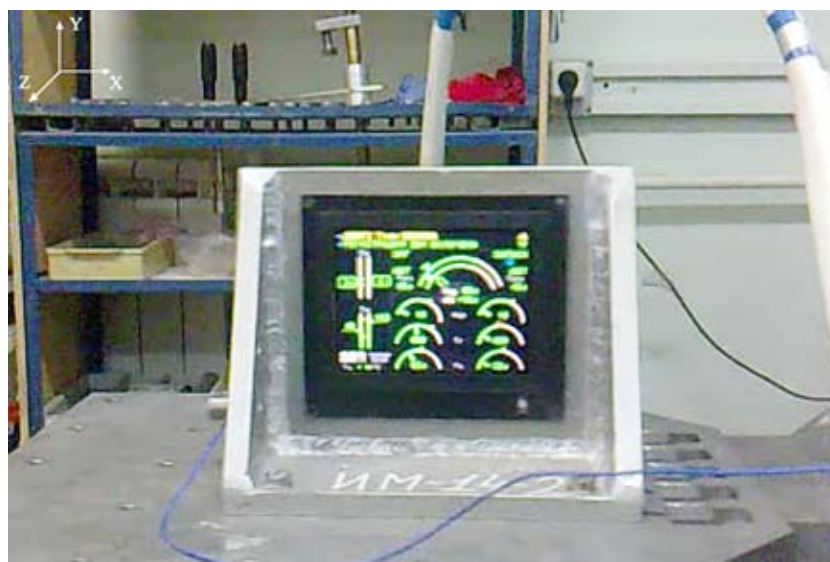


Рис. 4. Индикатор на вибростенде

Таблица 1

Результаты эксперимента

№	Перегрузка, в единицах g	Частота, Гц	Результат
1	1	22,13594	изображение читаемо
2	1,03	22,46553	изображение читаемо
3	1,06	22,79035	изображение читаемо
4	1,09	23,1106	изображение читаемо
5	1,12	23,42648	изображение читаемо
6	1,15	23,73815	наблюдалось незначительное размытие изображения
7	1,18	24,04579	наблюдалось размытие изображения
8	1,21	24,34954	наблюдалось размытие изображения
9	1,24	24,64954	наблюдалось незначительное размытие изображения
10	1,27	24,94594	изображение читаемо
11	1,3	25,23886	изображение читаемо

Продолжение табл. 1

12	1,33	25,52842	изображение читаемо
13	1,36	25,81472	изображение читаемо
14	1,39	26,09789	изображение читаемо
15	1,42	26,37802	изображение читаемо
16	1,45	26,65521	изображение читаемо
17	1,48	26,92954	изображение читаемо
18	1,51	27,2011	изображение читаемо

Во время эксперимента наблюдатель находится в статическом положении, что не в полной мере позволяет оценить восприятие визуальной информации пилотом, который находится непосредственно в ЛА. Однако, с учетом того, что пилот находится в кресле, которое снабжено собственным демпфирующим устройством, полагаем, что условия проведения эксперимента максимально приближены к реальным условиям полета.

В результате проведенного эксперимента получено визуальное подтверждение возникновения явления РПД. Как видно из таблицы 1, явление РПД наблюдается с 6-го по 9-й шаг эксперимента, т. е. диапазоне частот от 23,7 Гц до 24,6 Гц.

3 Метод исключения возможности возникновения явления РПД

Решение задачи исключения явления РПД заключается в следующем:

1. Доработка конструкции индикаторов, расположенных на ПД, в части обеспечения возможности измерения значений перегрузок по осям X и Y (далее η_x и η_y , соответственно – параметры, измеряемые в единицах g), которым подвергаются индикаторы во время выполнения полета. Для этого необходимо оснастить индикаторы акселерометрами. Акселерометры должны быть подобраны исходя из трех основных критериев:

1.1. Частота обновления информации по перегрузкам должна составлять не менее 48 Гц (значение вычислено с помощью теоремы Котельникова [3] с учетом частоты восприятия визуальной информации человеком, которая составляет 24 Гц [4]);

1.2. Диапазон измерения согласно результатам, полученным в разделе 1, должен быть не менее $\pm 3 g$;

1.3. Датчики должны иметь минимальные массогабаритные характеристики.

2. Разработка программных процедур приема и обработки сигналов η_y и η_x ;

3. Реализация алгоритма построения изображения на экране индикатора, учитывающего возможность перемещения элементов отображаемого формата (кадра).

Алгоритм построения изображения с учетом наличия в перечне входной информации параметров η_y и η_x должен, в зависимости от величины η_y и η_x , перемещать точку начала построения изображения из точки $(0;0)$ в точку $(x;y)$. Координаты точки $(x;y)$ вычисляются методом двойного интегрирования значений перегрузок. После

нескольких преобразований, используя метод трапеций, можно получить формулы для вычисления количественных значений сдвига точки начала построения изображения на i -м программном цикле:

$$x_i = \frac{(\eta_{x_i} + 2\eta_{x_{i-1}} + \eta_{x_{i-2}})gt^2}{4}, \quad (1)$$

$$y_i = \frac{(\eta_{y_i} + 2\eta_{y_{i-1}} + \eta_{y_{i-2}})gt^2}{4}, \quad (2)$$

где g – ускорение свободного падения, а t – время.

За время t нужно принять минимальное время, необходимое для измерения значений перегрузок и проведения всех необходимых вычислений. Время t рассчитывается с учетом возможностей выбранного акселерометра, центрального процессора и графического контроллера индикатора. Время t не должно превышать $1/48$ с (п. 1.1 раздела 3) и должно быть постоянной величиной.

Построение изображения необходимо производить с частотой 24 Гц (п. 1.1 раздела 3). Перед построением изображения на экране индикатора нужно присваивать значению координаты x начала построения изображения значение $-x_i$, а y – значение $-y_i$, где i – количество программных циклов на момент построения изображения.

Индикаторы, установленные на ПД семейства вертолетов «АНСАТ» и Ка-226Т, оборудованы жидкокристаллическими панелями с частотой обновления информации, равной 60 Гц. Следовательно, изображение на экранах этих индикаторов может быть сформировано минимум 2 раза, прежде чем человеческий глаз заметит изменение значений отображаемых на экранах индикаторов параметров, что подтверждает возможность реализации предложенного метода с помощью существующих аппаратных средств.

Учитывая данные, полученные в разделе 1, при применении описанного метода во время выполнения полета на VNE вертолетом Ка-226Т, изображение на экранах индикаторов ПД ЛА сдвигалось бы максимум на 50 пикселей (в индикаторах, установленных на ПД вертолета Ка-226Т, размер одного пикселя составляет 0,206705729 мм), что составляет порядка 5% от общей площади поверхности экрана индикатора. Из вышеизложенного следует вывод, что применение данного метода имеет определенный недостаток для форматов, занимающих 100% площади экрана индикатора. В этом случае применение описанного метода может привести к тому, что мнемосимволы, счетчики

и тексты, расположенные по краям экрана индикатора, будут частично сниматься с отображения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В рамках исследования выполнен анализ параметрических данных 5-ти полетов вертолета Ка-226Т. Основываясь на результатах анализа, проведен эксперимент, моделирующий, с некоторыми допущениями, ситуацию, в которой пилот наблюдал явление РПД. В качестве итогового результата представленной работы разработан и описан метод, который позволит исключить возможность возникновения явления РПД. Также необходимо принять во внимание следующие положения:

1. Самая важная пилотажно-навигационная информация расположена в середине экрана индикатора;

2. Соблюдая требования стандартов, практически всегда есть возможность оптимизировать формат таким образом, чтобы оставить по периметру экрана индикатора 5% незадействованного для отображения информации пространства.

Учитывая вышеизложенное, можно сделать вывод о том, что предложенный метод может быть использован для исключения явления РПД. Также предложенный метод можно применять и при малых вибрациях, так как слежение за статическим изображением существенно снижает психофизическую нагрузку на членов экипажа ЛА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Суконкина М.Л., Гайнов С.И. Обзор методов и устройств виброзащиты приборных платформ // Тру-

ды Нижегородского государственного технического университета им. Р.Е. Алексеева – 2013. – № 4 (101). – С. 311–319.

2. Кучерявый А.А. Бортовые информационные системы: курс лекций / под ред. В.А. Мишина и Г.И. Ключева. – 2-е изд. перераб. и доп. – Ульяновск : УлГТУ, 2004. – 504 с.

3. Рид Р. Основы теории передачи информации. – М. : Издательство «Вильямс», 2004. – 304 с.

4. Грегори Л.Р. Глаза и мозг. – М. : Издательство «Прогресс», 1970. – 272 с.

REFERENCES

1. Sukonkina M.L., Gainov S.I. *Obzor metodov i ustroystv vibrozashchity pribornyh platform* [Review of Methods and Devices of Vibroprotection Instrument Platforms]. *Trudy Nizhgorodskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. R.E. Alekseev* [Proc. of Alekseev Nizhny Novgorod State Technical University]. 2013, no. 4 (101), 311–319 pp.

2. Kucheriavyi A.A. *Bortovye informatsionnye sistemy. Kurs lektsii. Pod red. V.A. Mishina i G.I. Kliueva. 2-e izd. pererab. i dop.* [Onboard Information Systems. Lectures edited by V.A. Mishin and G.I. Kliuev. 2nd Edition revised and corrected]. Ulyanovsk, UlSTU Publ., 2004. 504 p.

3. Rid R. *Osnovy teorii peredachi informatsii*. [Fundamentals of Theory of Information Transmission]. Moscow, Williams Publ., 2004. 304 p.

4. Gregori L.R. *Glaza i mozg*. [Eyes and Brain]. Moscow, Progress Publ., 1970. 272 p.