

УДК 631.7.04-197:631:7.019.12

**В.О. ПОВГОРОДНИЙ***Институт проблем машиностроения НАН Украины им. А.Н. Подгорного, Украина***ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ ПЛАТЫ С ЭЛЕКТРОННЫМИ РАДИОТЕХНИЧЕСКИМИ ЭЛЕМЕНТАМИ**

Приведены экспериментальные исследования платы с размещенными на ней электрорадиоэлементами (ЭРЭ). При исследовании на термостойкость использовались камеры тепла или температурного прогона, а также термовлагокамеры. В последующем полученные результаты по температурам можно использовать при проектировании системы охлаждения на отечественных самолетах, а также в расчетах экспериментальных показателей безотказности (наработки на отказ и вероятности безотказной работы).

**температура, градиент, плата, термокамера, термовлагокамера, авиация, бортовая аппаратура****Введение**

Циклограмма комплексного нагружения во влаготермобаровиброкамере, имитирующая один полет [1] отражает:

- повышенную влажность;
- повышенную температуру;
- пониженное давление.

Условные обозначения параметров:

- $P$  – атмосферное давление;
- $T^*$  – температура окружающей среды;
- $\varphi$  – влажность;
- $t_{ц}$  – время цикла;
- $t_0$  – время имитации предполетных условий;
- $t_n$  – время имитации полета.

Испытания проводятся в двух камерах:

- на влажность при нормальных условиях (температуре и давлении) в течение времени  $t_0$ ;
- на термобаровибронагружение в течение времени  $t_n$ .

Количество циклических воздействий температур в одном цикле испытаний БО на безотказность  $\varphi_{и}^{\Delta T^*}$ , эквивалентное годовому количеству термоциклов, определяется:

- количеством циклов изменения температур  $\varphi_{э.хр}^{\Delta T^*}$ , годовым и суточным диапазонами изменения температур окружающей среды за год эксплуатации;

– количеством полетов за год эксплуатации  $Q_{г}$  и диапазонами изменения температур в отсеках  $\Delta T_{от}^*$  в режиме применения;

- термоинерциальностью БО;
- испытательным диапазоном изменения температур в термокамере  $\Delta T_{и}^*$ .

Использование комплексного подхода для режима работы БО с воздействием пониженного атмосферного давления и термоциклирования определяется разработчиком БО в зависимости от уровней атмосферного давления и температуры, устанавливаемых в отсеках размещения БО. Одновременно осуществляется периодическое кратковременное (до 5 с) включение-выключение БО. В технически обоснованных случаях воздействие пониженного атмосферного давления допускается не проводить или проводить отдельно. Циклическое воздействие температур на БО должно осуществляться методом двух камер – тепла и холода. Время переноса БО из одной камеры в другую должно определяться объемом монтажных работ.

**1. Формулирование проблемы**

В настоящее время конструкции РЭА встречаются прямоугольной формы (модуль воздушных параметров (МВП)). МВП устанавливается на самолетах АН-124 «Руслан», ИЛ-76 и предназначен для

измерения основных параметров полета (высоты, истинной и приборной скорости, числа Маха, температуры воздуха), размещаемый в закабинном отсеке самолета. Испытания на термостойкость проводятся на специальных стендах и в термокамерах.

Холодильная камера ULTF320 представлена на рис. 1.



Рис. 1. Холодильная камера ULTF320

**Возможности лабораторного комплекса ускоренных климатических испытаний** (рис. 2):

- аппарат искусственной погоды *везерометр Ci 3000+* позволяет имитировать воздействие радиации и периодического орошения,

- *холодильная камера ULTF320* позволяет проводить испытания на морозостойкость различных материалов и покрытий, эксплуатируемых в условиях крайнего Севера,

- с помощью термостатов проводятся испытания в диапазоне температур от 20 до 350 °С,

- в камерах влаги имитируются условия повышенной влажности (97±3)% при различных температурных режимах от 10 до 90 °С.



Рис. 2. Лабораторный комплекс ускоренных климатических испытаний

Весь лабораторный комплекс позволяет имитировать:

- климатические условия от влажных тропиков до районов крайнего Севера,
- воздействие УФ-радиации, агрессивных сред, периодического орошения,
- температурные воздействия от –85 до 1500 °С.

## 2. Решение проблемы

Исходные данные для цикла испытаний по климатическим воздействиям:

- атмосферное пониженное давление: 40 кПа (307 мм рт.ст.);
- рабочая температура отсека в режиме применения: 27°С (длительно);
- относительная влажность при температуре 35°С: 98%.

Продолжительность циклических воздействий температур в одном цикле испытаний  $t_{ul}^{\Delta T^*}$  определяется общим количеством термоциклов и термоинерциальностью бортового оборудования (БО) по следующей зависимости

$$t_{ul}^{\Delta T^*} = \Phi_u^{\Delta T^*} (\tau_0 + \tau_n),$$

где  $\tau_n$ ,  $\tau_0$  – время достижения (нагрева  $\tau_n$ , охлаждения  $\tau_0$ ), наиболее массивным узлом (элементом) БО при установленной температуре в испытательной камере.

Время  $\tau_n$  и  $\tau_0$  определяется экспериментальным методом. В процессе циклических воздействий температур БО должно периодически находиться в рабочем состоянии.

Одновременно осуществляется периодическое кратковременное (до 5 с) включение-выключение БО.

Разновидностью лабораторных термостатов являются камеры тепла или камеры температурного прогона (рис. 3). Эти климатические камеры являются технологическим оборудованием и предна-



Рис. 3. Камера тепла и температурного прогона

значены для проверки работоспособности электронных устройств, при изменении температуры внешней среды.

Повышенная влажность и изменение температуры. Продолжительность воздействия повышенной влажности при температуре  $T^* = 40\text{ }^\circ\text{C}$  в одном испытательном цикле:  $t_{u1}^{ВП} = 24,5\text{ ч.}$

Испытательный диапазон изменения температуры от минус  $60^\circ\text{C}$  до плюс  $70^\circ\text{C}$  ( $\Delta T_u^* = 130\text{ }^\circ\text{C}$ ).

Для температуры в отсеке  $T_{OT}^* = 82,5\text{ }^\circ\text{C}$  количество термоциклов:

– для имитации режима содержания в готовности и на стоянке:  $\varphi_{u.xp}^{\Delta T^*} = 2,02$ ;

– для имитации режима применения:  $\varphi_{u.n}^{\Delta T^*} = 2,01$ .

Общее количество термоциклов в цикле испытаний  $\varphi_u^{\Delta T^*}$ :

$$\varphi_u^{\Delta T^*} = 2,01 + 2,02 = 4,03 \text{ (4 цикла).}$$

Продолжительность достижения установившегося уровня заданной температуры  $\tau_n(\tau_0)$  в камерах тепла и холода в самом массивном узле изделия

$$\tau_n = \tau_0 = 1,5\text{ ч.}$$

Продолжительность термоциклирования в цикле испытаний  $t_{u1}^{\Delta T^*}$ :

$$t_{u1}^{\Delta T^*} = \varphi_u^{\Delta T^*} (\tau_n + \tau_0) = 4 \cdot 3 = 12\text{ ч.}$$

Циклическое воздействие температур на БО должно осуществляться методом двух камер – тепла

и холода. Время переноса БО из одной камеры в другую должно определяться объемом монтажных работ. И проводить испытания в течение 12 ч экономически невыгодно.

Климатическая камера тепло-влаги (рис. 4) обеспечивает работу в диапазоне повышенной влажности



Рис. 4. Камера тепла и влажности

– от естественной ... 99%, в диапазоне температур от  $30 \dots 75\text{ }^\circ\text{C}$ .

Камеры тепло-влаги предназначены для проведения климатических испытаний в статическом режиме.

В блоках с естественной и принудительной вентиляцией (рис. 5) нижняя и верхняя стенки кожуха имеют отверстия, обеспечивающие поступление воздуха в зазоры между платами снизу вверх и выход его затем наружу. В последнее время, однако, для блоков с принудительной вентиляцией чаще применяется такая конструкция, когда поток воздуха поступает не снизу, из воздухоораспределительного поддона, а сзади. Поддон отсутствует, а труба,

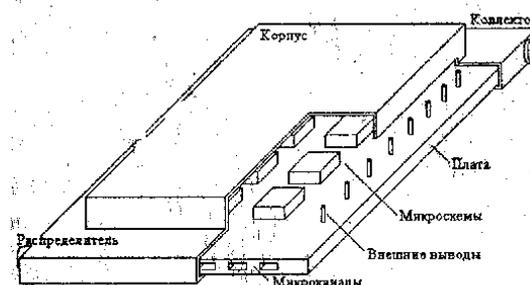


Рис. 5. Электронный модуль с жидкостной системой охлаждения

подводящая охлаждающий воздух извне к блоку, соединяется уже не с поддоном, а с отверстием в кожухе. При этом, масса воздухораспределительных устройств несколько уменьшается.

Чаще всего отказ радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) происходит из-за несоблюдения при их проектировании требований по устойчивости к механическим и тепловым воздействиям. В этой связи большое внимание сегодня уделяется разработке и внедрению методов теплофизического проектирования с учетом температурных напряжений [3].

Таким образом, при эксплуатации бортовой аппаратуры возникают отказы, которые возникают вследствие температуры и температурных напряжений и их можно разбить на три группы, как уже указывалось в предыдущих работах автора:

- разрушение стеклотекстолитовой (гетинаксовой) пластины,
- разрыв контактной дорожки и нарушение крепления ЭРЭ и его внешних выводов,
- выпучивание (термодинамический изгиб) пластины (платы).

В соответствии с вышеперечисленным изменение электрического напряжения возможен электри-

ческий пробой, короткое замыкание и, соответственно, неправильные показания авиационных приборов.

Температурное поле (изотермы) определяется согласно приведенной выше аналоговой зависимости и представлено на рис.6.

## Выводы

Экспериментальные испытания бортовой техники позволяют наглядно и численно оценить вероятность работоспособности этих сложных и ответственных конструкций и сравнить с теоретическими результатами.

## Литература

1. Повгородний В.О. Испытания на надежность отечественных и зарубежных изделий авиационной техники // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: Сб. научн. тр. – Х.: ХАИ, 2005. – Вып. 27. – С. 139-144.
2. Дульнев Г.Н., Парфенов В.Г., Сигалов А.В. Методы расчета теплового режима приборов. – М.: Радио и связь, 1990. – 312 с.
3. Смирнова З.А., Власов П.В. Прочностные свойства и старение листовых стеклопластиков в различных климатических условиях // Механика полимеров. – 1971. – № 3. – С. 10-12.

*Поступила в редакцию 1.06.2007*

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

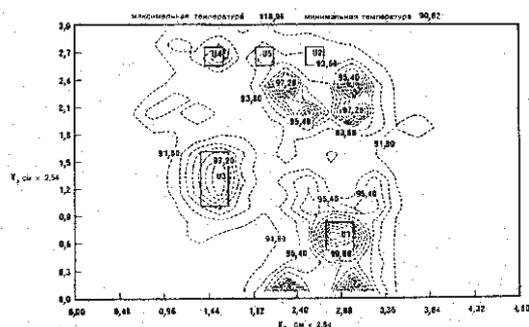


Рис. 6. Изотермы на плате