

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;

φ – 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 морозоустойчивость 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 τ_n , τ_0 – время достижения (нагрева τ_n , охлаждения τ_0), наиболее массивным узлом (элементом) БО при установленной температуре в испытательной камере.

Время τ_n и τ_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°C до плюс 70°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 испытательный $\varphi_u^{\Delta T^*}$:

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

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,

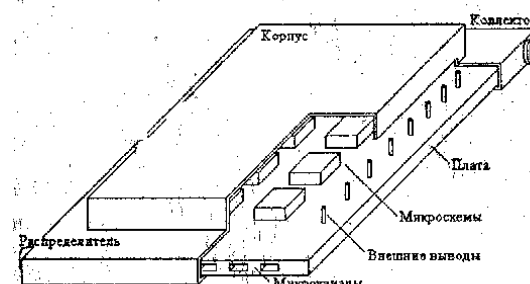


Рис. 5. Электронный модуль с жидкостной системой охлаждения

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.

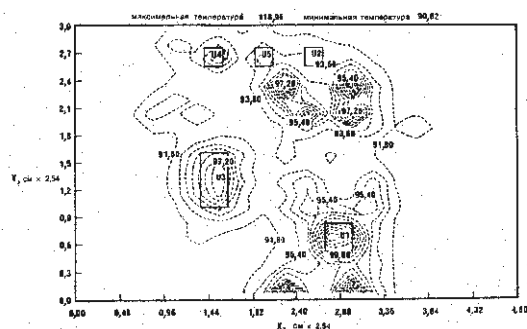


Рис. 6. Изотермы на плате