

УДК 62-40

## **Интегральная оценка текущего технического состояния бортовых систем самолета на основе их эталонных образов**

**Евдокименков В.Н.\*, Ким Р.В.\*\*, Воронов А.А.\*\*\*, Векшина А.Б.\*\*\*\***

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

*\*e-mail: [evn@netland.ru](mailto:evn@netland.ru)*

*\*\*e-mail: [romanykim@yandex.ru](mailto:romanykim@yandex.ru)*

*\*\*\*e-mail: [woron\\_al@mail.ru](mailto:woron_al@mail.ru)*

*\*\*\*\*e-mail: [mopy\\_ann@mail.ru](mailto:mopy_ann@mail.ru)*

### **Аннотация**

В статье рассмотрен метод и алгоритм вероятностно-гарантированной оценки состояния бортовых систем самолета, основу которого составляет их эталонный образ. Предложенный метод может быть использован как в режиме оперативного (в ходе полета), так и послеполетного анализа технического состояния бортовых систем самолета. Приведены результаты апробации разработанного алгоритма на примере оценки состояния системы кондиционирования воздуха самолета Су-35.

**Ключевые слова:** бортовая система, эталонный образ бортовой системы, вероятностные критерии, расстояние Махаланобиса, система кондиционирования воздуха.

### **Введение**

Анализ современных подходов к проблеме оценки текущего состояния бортовых систем самолета показывает, что наиболее привлекательным является вероятностно-гарантирующий подход, получивший развитие в работах [1-4]. Его основу составляет система вероятностных критериев, характеризующих состояние самолета и его отдельных бортовых систем с точки зрения возможности выполнения

ими целевых задач, определенных программой полета. Существенное преимущество такого подхода проявляется в следующем:

1) возможность получения оценок состояния бортовых систем самолета с учетом их фактического ресурса, что создает необходимую основу для перехода на эксплуатацию авиационной техники по состоянию. Это достигается за счет использования наращиваемой в процессе эксплуатации базы данных полетной информации, то есть привлекаются фактические полетные данные, получаемые в условиях реального полета, источником которых является бортовая система регистрации полетной информации (БСРПИ). Подобная информация наиболее полно характеризует состояние самолета и его систем, поскольку формируется под влиянием всего набора факторов, в том числе случайной природы, влияние которых не может быть учтено в полной мере в математической модели бортовой системы;

2) использование вероятностных критериев для интегральных оценок состояния бортовых систем самолета в процессе эксплуатации. Функционирование бортовых систем самолета происходит под влиянием большого числа факторов, в том числе факторов случайной природы. В подобных условиях вероятностные критерии являются наиболее адекватной оценкой их состояния;

3) универсальный характер и удобство практической реализации алгоритмов оценки текущего состояния бортовых систем самолета на основе вероятностно-гарантирующего подхода.

Несмотря на очевидную привлекательность упомянутого вероятностно-гарантирующего подхода ему присущи недостатки, ограничивающие область его практического применения. Выделим наиболее существенные из них:

1) оценка состояния бортовых систем самолета проводится в фиксированных точках траектории, соответствующих моментам смены типовых полетных режимов.

Это обстоятельство:

во-первых, существенно ограничивает объем полетных данных, доступных для анализа, поскольку каждый новый полет добавляет одну реализацию вектора состояния контролируемой бортовой системы. По этой причине для получения оценок вероятностных критериев с необходимой точностью требуется значительный объем полетов. Необходимо заметить, что в процессе выполнения типового полетного режима БСРПИ обеспечивают получение значений параметров состояния контролируемой бортовой системы с заданной частотой. Эта информация, никак не используемая в рамках традиционного вероятностно-гарантирующего подхода, важна, поскольку отражает динамику функционирования системы в процессе выполнения типового полетного режима, учет которой способен повысить достоверность результатов оценки состояния контролируемой бортовой системы;

во-вторых, использование данных о состоянии бортовых систем ЛА лишь в дискретных точках траектории, число которых ограничено, делает невозможным использование алгоритмов на основе традиционного вероятностно-гарантирующего подхода для оперативной оценки состояния бортовых систем ЛА в ходе полета;

2) получение вероятностных оценок состояния бортовых систем ЛА в рамках алгоритмов [1-4] требует априорного знания для каждой характерной точки траектории, соответствующей моменту смены типового полетного режима, эталонной области, которая описывается посредством задания ее границы. Поскольку эталонная область может иметь произвольную форму, адекватное

функциональное описание ее границы в пространстве параметров состояния контролируемой системы является серьезной проблемой.

Учитывая перечисленные выше достоинства и недостатки алгоритмов на базе вероятностно-гарантирующего подхода, привлекательным представляется такое их развитие и модификация, которая позволит, сохранив присущие им достоинства, устранить отмеченные недостатки.

Ниже рассматривается алгоритм, который является развитием вероятностно-гарантирующего подхода, изложенного в работах [1-4], но существенно расширяет возможности описанных в них алгоритмов за счет использования всего массива полетных данных, накапливаемых бортовыми средствами регистрации в ходе выполнения типового полетного режима.

### **1. Алгоритм интегральной оценки текущего технического состояния бортовых систем самолета на основе формирования их эталонных образов**

Основу алгоритма составляет эталонный образ контролируемой бортовой системы самолета. Этот эталонный образ формируется в пространстве параметров состояния бортовой системы для каждого типового полетного режима на основе данных, накапливаемых в ходе испытательных полетов и в период штатной эксплуатации конкретного самолета. Он представляет собой множество точек в пространстве состояний бортовой системы, координаты которых определяются значениями параметров, соответствующими условию ее штатного функционирования. Исходя из приведенного определения эталонного образа бортовой системы ЛА, дадим его формализованное описание.

Введем вектор параметров  $X$ , компоненты которого  $X_i, i=1, \dots, n$  в совокупности характеризуют состояние контролируемой бортовой системы для выбранного типового полетного режима. Допустим, что в процессе предшествующей эксплуатации самолета накоплены реализации  $X^j, j=1, \dots, N$  вектора параметров  $X$ , соответствующие штатному режиму функционирования контролируемой бортовой системы.

Каждой реализации  $X^j, j=1, \dots, N$  в пространстве параметров состояния контролируемой бортовой системы соответствует точка. Совокупность таких точек образует множество, называемое в дальнейшем эталонным множеством  $E_X$  или эталонным образом бортовой системы, соответствующим выбранному типовому полетному режиму. Указанное эталонное множество составляет основу интегральной вероятностной оценки состояния бортовой системы самолета на выбранном типовом режиме, которая может быть получена как в темпе полета, так и в условиях послеполетного анализа.

В процессе выполнения выбранного типового полетного режима БСРПИ обеспечивает с некоторой частотой получение текущих значений параметров, отражающих состояние контролируемой бортовой системы. Таким образом, данные, которые поступают от БСРПИ, представляют собой последовательность  $X(t_k), k=1, \dots, m$  векторов, каждый из которых для определенного момента времени  $t_k, k=1, \dots, m$  содержит значения параметров, характеризующих состояние контролируемой бортовой системы. Признаком штатного функционирования бортовой системы является выполнение условия:

$$X(t_k) \in E_X \quad (1.1)$$

Нарушение этого условия указывает на опасность возникновения нештатного режима функционирования бортовой системы. Учитывая, что эталонный образ бортовой системы представлен в виде конечного набора реализаций

$$E_X = \{X^j, j = 1, \dots, N\} \quad (1.2)$$

объединяющих измерения параметров состояния бортовой системы при ее штатном функционировании, объективно искаженные присутствием случайных погрешностей, а также то, что измерение текущих параметров состояния бортовой системы производится со случайными погрешностями, оценка условия (1.1) возможна лишь в вероятностном смысле. Это значит, что наиболее адекватным критерием для проверки условия (1.1) является вероятностный критерий вида:

$$P_k = P\{X(t_k) \in E_X\} \quad (1.3)$$

Признаком того, что контролируемая система в конкретный момент времени  $t_j$  отвечает условиям безопасной эксплуатации, является выполнение неравенства

$$P_k \geq \alpha \quad (1.4)$$

где  $\alpha$  - заданное пороговое значение вероятности.

Проблема получения оценки вероятностного критерия (1.3) главным образом обусловлена тем, что эталонное множество представляет собой дискретный набор реализаций  $X^j, j = 1, \dots, N$ . Учитывая это, ниже предлагается алгоритм вычисления значения критерия (1.3), адаптированный к указанной особенности задачи. Идею алгоритма иллюстрирует рис. 1.

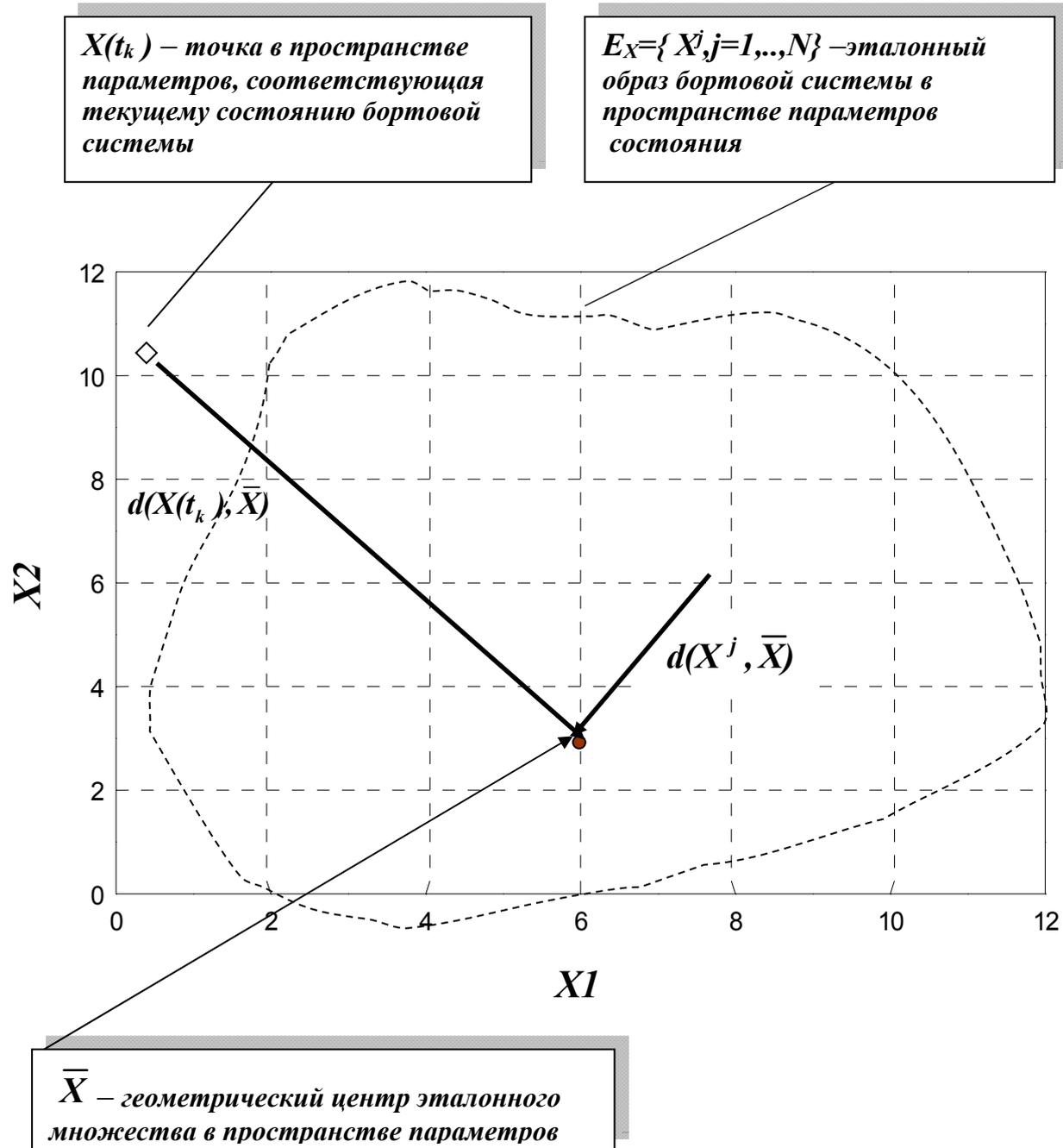


Рис. 1. Иллюстрация алгоритма вероятностной оценки состояния бортовой системы ЛА на основе использования ее эталонного образа.

Реализация алгоритма предполагает выполнение следующих последовательных шагов.

**Шаг 1.** Рассчитывается геометрический центр эталонного множества  $E_X$ . В качестве геометрического центра выступает точка  $\bar{X}$  с координатами  $\bar{X}_i, i = 1, \dots, n$ , рассчитываемыми на основе выражения:

$$\bar{X}_i = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N X_i^j \quad (1.5)$$

**Шаг 2.** Вычисляются расстояния  $d(X^j, \bar{X}), j=1, \dots, N$  от каждой из точек  $X^j, j=1, \dots, N$  до геометрического центра  $\bar{X}$  эталонного множества. В качестве расстояний  $d(X^j, \bar{X})$  используются расстояния Махаланобиса:

$$d_j = d(X^j, \bar{X}) = (X^j - \bar{X})^T K_X^{-1} (X^j - \bar{X}), j = 1, \dots, N \quad (1.6)$$

где  $K_X$  - ковариационная матрица, рассчитываемая на основе реализаций  $X^j, j=1, \dots, N$ . Полученные значения  $d_j, j=1, \dots, N$  характеризуют вариабельность значений параметров состояния бортовой системы при условии ее штатного функционирования для выбранного типового полетного режима. Поскольку расстояния  $d_j, j=1, \dots, N$  рассчитываются на основе случайных векторов  $X^j, j=1, \dots, N$ , они представляют собой случайные числа, статистические свойства которых могут быть описаны функцией распределения  $F(\mu)$ . Применительно к рассматриваемой задаче оценки состояния бортовых систем самолета функция распределения несет следующую информацию: для фиксированного значения аргумента  $\mu$  функция распределения  $F(\mu)$  определяет вероятность того, что при

условии штатной работы бортовой системы разброс значений ее параметров относительно средних величин  $\bar{X}$ , не превысит уровня  $\mu$  :

$$F(\mu) = P\{d_j \leq \mu\} \quad (1.7)$$

Напротив, если задать вероятность  $\alpha_3 \rightarrow 1$ , близкую к единице, функция распределения позволяет определить уровень  $\mu_{max}$ , который гарантированно не будет превышен при условии штатной работы бортовой системы:

$$F(\mu_{max}) = P\{d_j \leq \mu_{max}\} = \alpha_3 \quad (1.8)$$

Иными словами, если контролируемая система функционирует в штатном режиме с гарантированной вероятностью  $\alpha_3 \rightarrow 1$ , близкой к единице, расстояние от точки, соответствующей ее текущему состоянию в пространстве параметров, до геометрического центра эталонного множества не превысит величины  $\mu_{max}$  (рис. 2).

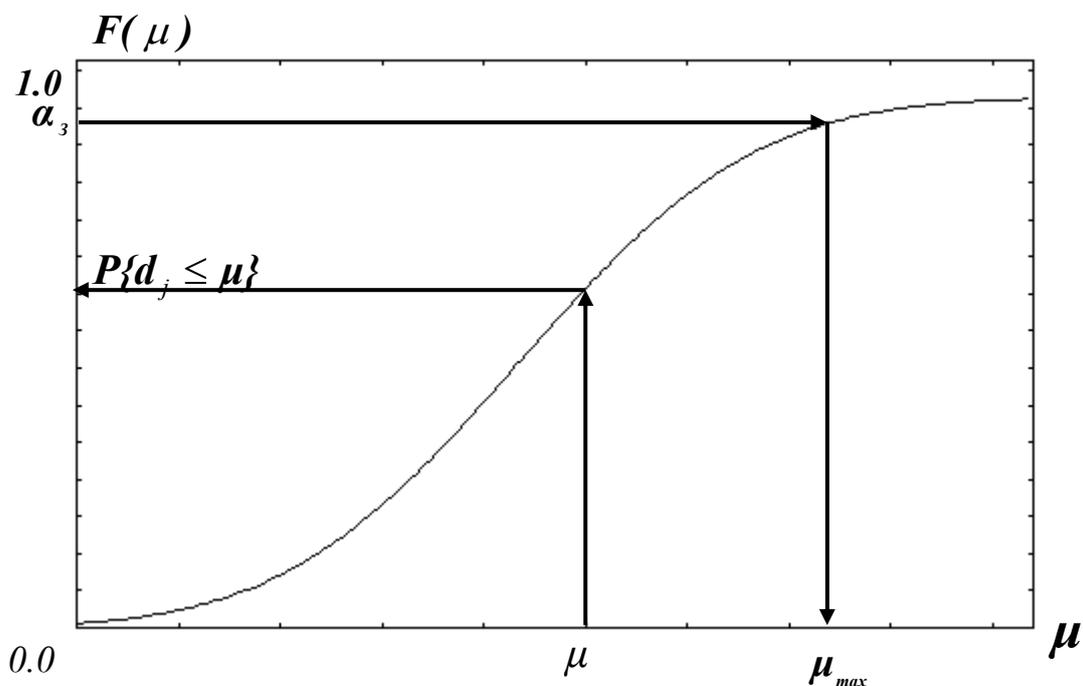


Рис. 2. Иллюстрация использования функции распределения для оценки состояния бортовых систем самолета

Таким образом, функция распределения несет в себе достаточную информацию для оценки состояния бортовой системы. Следующие шаги реализуют процедуру получения функции распределения  $F(\mu)$

**Шаг 3.** На основе значений  $d_j, j = 1, \dots, N$  рассчитывается выборочная функция распределения  $\hat{F}(\mu)$ :

$$\hat{F}(\mu) = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \chi_j, \quad (1.9)$$

где  $\chi_j = 1$ , если  $d_j \leq \mu$ ; 0 – в противном случае.

**Шаг 4.** С использованием полученных значений выборочной функции распределения  $\hat{F}(\mu)$  рассчитывается оценка «истинной» функции распределения  $F(\mu)$  с использованием алгоритма, описанного в работе [1].

**Шаг 5.** Вычисляются значения вероятностных критериев, используемых для последующего контроля текущего состояния бортовой системы. При этом предполагается, что для некоторого момента выполнения типового полетного режима  $t_k$  получены текущие значения параметров состояния контролируемой бортовой системы, образующие в совокупности вектор  $X(t_k)$ . В пространстве параметров состояния рассчитывается расстояние Махаланобиса  $d(X(t_k), \bar{X})$  от точки  $X(t_k)$ , характеризующей текущее состояние бортовой системы, до геометрического центра эталонного множества  $\bar{X}$ . Это расстояние рассчитывается на основе выражения, подобного (1.6):

$$d(X(t_k), \bar{X}) = (X(t_k) - \bar{X})^T K_X^{-1} (X(t_k) - \bar{X}) \quad (1.10)$$

Представление эталонного образа бортовой системы в виде функции распределения  $F(\mu)$  позволяет проводить оценку ее состояния с использованием прямого (вероятность) и обратного (квантиль) вероятностных критериев.

Определим прямой критерий. Напомним, что функция распределения  $F(\mu)$  в данном случае для любого фиксированного значения аргумента  $\mu = \mu^*$  определяет вероятность того, что при штатной работе бортовой системы расстояние от точки, характеризующей ее текущее состояние в пространстве параметров, до геометрического центра эталонного множества, не превысит уровня  $\mu^*$ . Иными словами, чем более точка, соответствующая текущему состоянию бортовой системы, удалена от геометрического центра эталонного множества, тем меньше вероятность того, что система функционирует штатно. Исходя из этого, сформулируем следующий вопрос: какова вероятность получить такое, как мы фактически получили с учетом текущего состояния бортовой системы расстояние  $d(X(t_k), \bar{X})$  (или большее) при условии, что бортовая система функционирует штатно. Очевидно, что эта вероятность связана с функцией распределения  $F(\mu)$  выражением:

$$P = P\{\mu \geq d(X(t_k), \bar{X})\} = 1 - F[d(X(t_k), \bar{X})] \quad (1.11)$$

Предположение о штатной работе бортовой системы отвергается в том случае, если рассчитанная вероятность  $P$  мала. В теории статистических выводов достаточно малой является значение вероятность, не превышающее 0.05. Иными словами, выполнение неравенства  $P \leq 0.05$  указывает на то, что наблюдается

нештатное функционирование контролируемой бортовой системы. Причем, вероятность того, что этот вывод ошибочен, не превышает 0.05. В противном случае ( $P > 0.05$ ) можно утверждать, что текущее состояние бортовой системы не противоречит предположению о ее штатной работе. Сложность практического использования подобного критерия обусловлена тем, что выбор в качестве порогового значения вероятности величины 0.05 достаточно условен и не имеет строгого теоретического обоснования. Учитывая это, более привлекательным для оценки состояния бортовой системы представляется использование обратного вероятностного критерия (квантили).

Квантиль  $\mu_\alpha$  представляет собой уровень, который не будет превышен случайным показателем с гарантированной вероятностью  $\alpha$  т.е:

$$P\{ \mu \leq \mu_\alpha \} = \alpha \quad (1.12)$$

Отсюда следует очевидная связь квантили с функцией распределения:

$$F(\mu_\alpha) = \alpha \quad (1.13)$$

Поскольку функция распределения  $F(\mu)$  рассчитана из условия штатного функционирования контролируемой бортовой системы, квантиль для рассматриваемой задачи принимает следующий смысл: если бортовая система функционирует штатно, расстояние от точки, характеризующей ее текущее состояние в пространстве параметров, до геометрического центра эталонного множества с гарантированной вероятностью  $\alpha$  не превысит уровня  $\mu_\alpha$ . Выбирая значение вероятности  $\alpha$ , близким к единице, определим максимальное значение

расстояния  $\mu_\alpha$ , которое гарантированно не будет превышено, если бортовая система работает штатно. Исходя из этого, предлагается следующее правило формирования вывода относительно текущего состояния бортовой системы. Если

$$d(X(t_k), \bar{X}) \leq \mu_\alpha \quad (1.14)$$

принимается решение о том, что бортовая система функционирует в штатном режиме. Причем достоверность этого решения гарантирована вероятностью  $\alpha$ .

Условие

$$d(X(t_k), \bar{X}) > \mu_\alpha \quad (1.15)$$

указывает на возникновение нештатного режима работы бортовой системы.

Таким образом, используя значения параметров состояния бортовой системы, регистрируемые в ходе полета БСРПИ с определенной частотой, можно определить момент возникновения нештатного режима функционирования бортовой системы. Этот момент наступает тогда, когда нарушается условие (1.14). В следующем разделе приведены результаты использования описанного алгоритма для оценки в процессе эксплуатации состояния системы кондиционирования воздуха (СКВ) самолета СУ-35.

## **2. Оценка состояния системы кондиционирования воздуха самолета**

### **СУ-35 в процессе эксплуатации**

СКВ — одна из бортовых систем жизнеобеспечения, предназначенная для поддержания давления и температуры воздуха в гермокабине самолета на уровне,

обеспечивающем нормальную жизнедеятельность экипажа. Герметичность кабин обеспечивается их конструктивным исполнением, наличием уплотнений на дверях и люках, а также постоянным наддувом от СКВ. Обычно система работает на воздухе, отбираемом от компрессоров работающих авиадвигателей, с температурой воздуха до 500 градусов и давлением до 1,6 МПа.

Воздух разделяется на два потока (линии). Один поток проходит систему охлаждения и поступает в смеситель (холодная линия), второй поток поступает в смеситель напрямую (горячая линия). В смесителе оба потока дозированно смешиваются и затем подаются в гермокабину. Также горячий воздух на многих самолётах направляется в противообледенительную систему (ПОС) и проходит по трубам под обшивкой, обогревая её во избежание нарастания льда.

Анализировались данные, источником которых являлись бортовые средства регистрации полетной информации. Период эксплуатации самолета охватывал полеты № 80 -129, выполненные в течение двухлетней эксплуатации. Поскольку в процессе эксплуатации самолета было выявлено нештатное функционирование СКВ в канале регулирования температуры, объектом внимания стала группа аналоговых параметров, характеризующих состояние СКВ с точки зрения обеспечения заданной температуры в кабине самолета. В качестве типовых полетных режимов рассматривались следующие: взлет; набор высоты, горизонтальный полет (полет по маршруту), посадка.

Реализация алгоритма оценки состояния СКВ, описанного в разд. 1, начинается с формирования эталонного образа системы. Поскольку объектом контроля является канал регулирования температуры, эталонный образ

формировался в пространстве параметров, обозначаемых в дальнейшем следующими переменными:

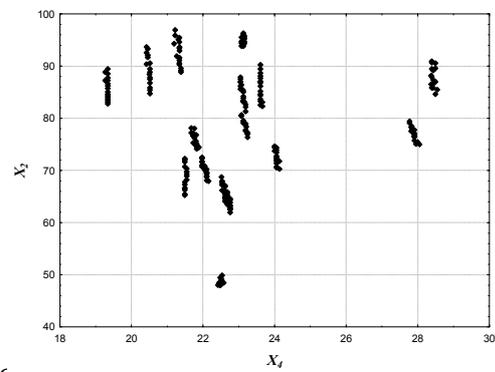
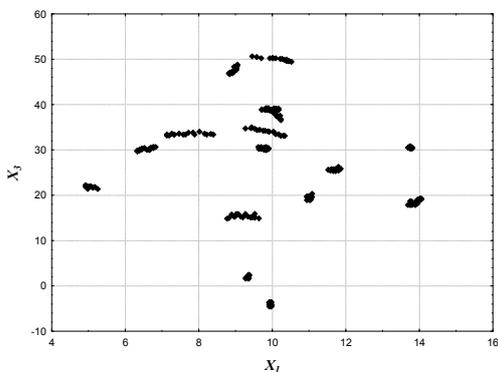
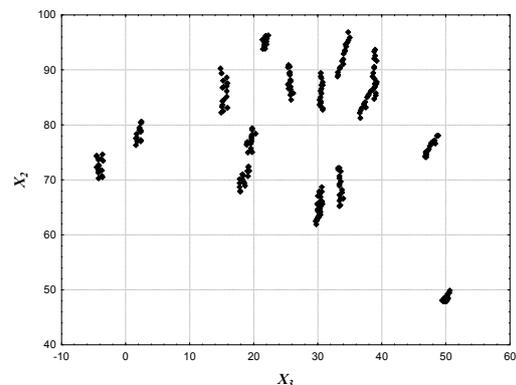
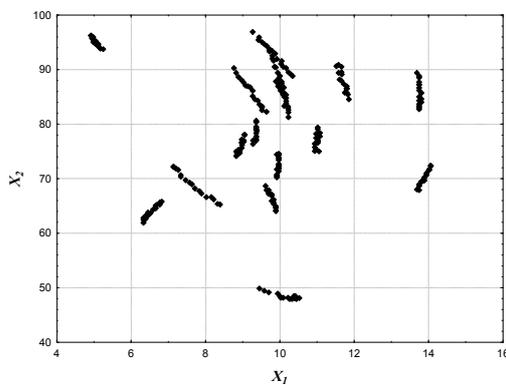
$X_1$ - температура подачи воздуха в кабину;

$X_2$ - температура воздуха в горячей линии СКВ;

$X_3$ - температура подшипника турбокомпрессора СКВ;

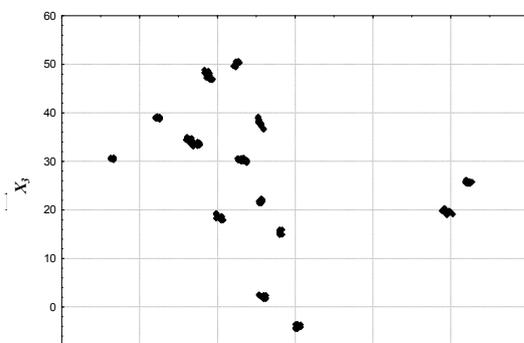
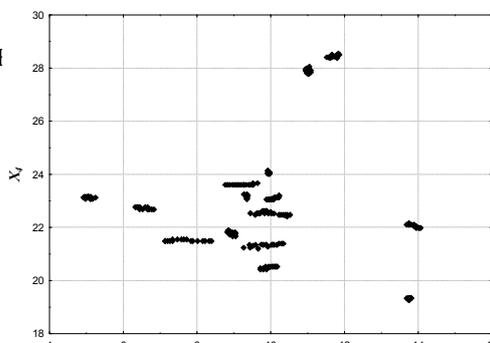
$X_4$ - температура в кабине самолета;

Для построения эталонного образа СКВ использовались данные по 16-ти полетам, начиная с 80-го по 96-ой, в ходе которых достоверно подтвержден факт штатного функционирования системы. На рис. 3 в качестве примера приведены проекции эталонного образа СКВ для режима посадки на плоскости перечисленных выше температурных параметров.



Дальнейшее выполнение описанного в главе 2 алгоритма проводилось в

следует



**Шаг 1.** Рассчитывается геометрический центр эталонного образа СКВ  $E_X$ , в качестве которого выступает точка  $\bar{X}$  с координатами  $\bar{X}_i, i = 1, \dots, 4$ , рассчитываемыми на основе выражения (1.5):

**Шаг 2.** Вычисляются расстояния  $d(X^j, \bar{X}), j=1, \dots, 16$  от каждой из точек  $X^j, j = 1, \dots, 16$ , образующих эталонный образ, до его геометрического центра  $\bar{X}$ . В качестве расстояний  $d(X^j, \bar{X})$  использованы расстояния Махаланобиса, рассчитанные с использованием (1.6):

**Шаг 3.** На основе значений  $d_j, j = 1, \dots, 16$  рассчитаны выборочная функция распределения  $\hat{F}(\mu)$  (1.9) и соответствующая ей оценка «истинной» функции распределения  $F(\mu)$ . Полученные в результате обработки эталонного образа СКВ функции распределения  $\hat{F}(\mu), F(\mu)$  приведены на рис. 4.

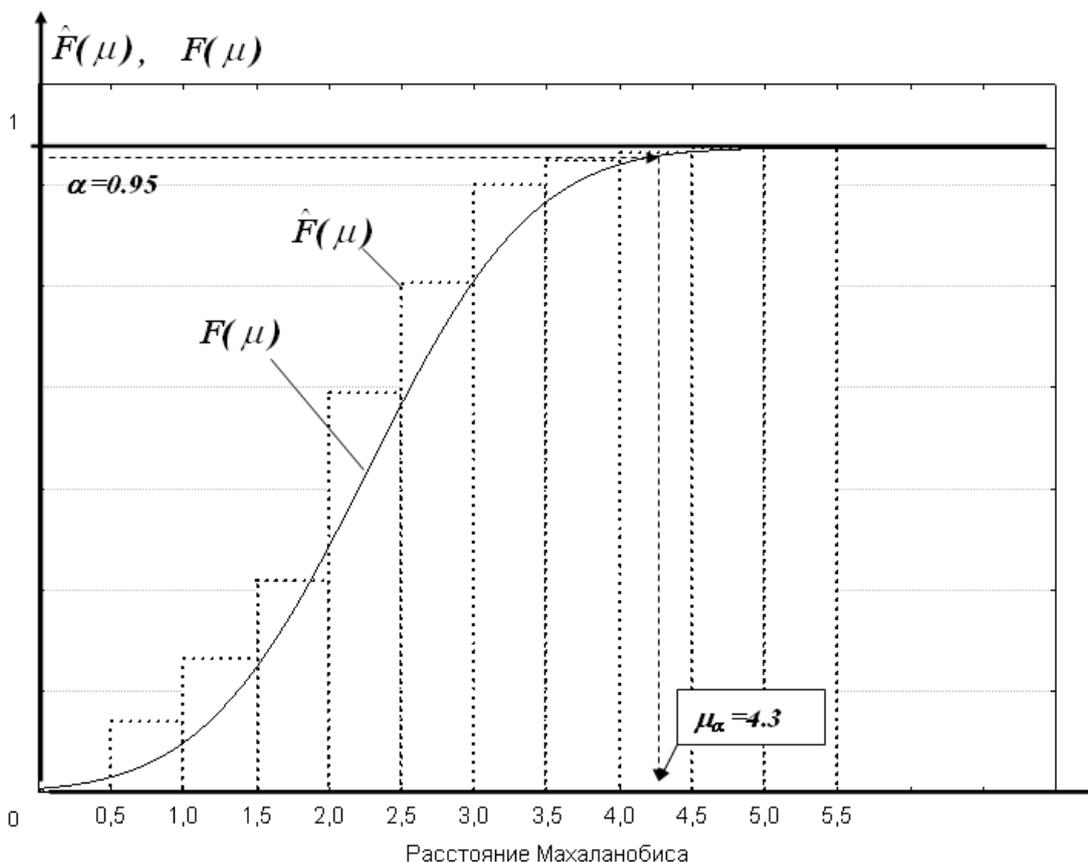


Рис. 4. Выборочная и «истинная» функции распределения, полученные на основе эталонного образа СКВ для режима «посадка»

**Шаг 5.** На основе полученной оценки «истинной» функции распределения  $F(\mu)$  вычислено значение квантили  $\mu_\alpha$ , соответствующее доверительной вероятности  $\alpha: F(\mu_\alpha) = \alpha$ . В частности, для доверительной вероятности  $\alpha = 0,95$  полученное для эталонного образа СКВ значение квантили составило  $\mu_\alpha = 4,3$ .

Ранее отмечалось, что «истинная» функция распределения  $F(\mu)$  соответствует штатному функционированию СКВ, а значит, при штатном функционировании СКВ расстояние от точки, характеризующей ее текущее состояние в пространстве температурных параметров, до геометрического центра эталонного множества не превысит уровня  $\mu_\alpha$ . Причем достоверность этого утверждения гарантирована вероятностью  $\alpha$ .

Описанные выше шаги 1-5 реализуются на этапе настройки алгоритма на основе данных, представленных в эталонном образе СКВ. Следующие шаги реализуются в условиях реального полета в темпе поступления данных о состоянии СКВ от бортовых средств регистрации полетной информации.

**Шаг 6.** Для текущих значений температурных параметров СКВ, образующих в совокупности вектор  $X(t_k)$ , на основе (1.10) рассчитывается расстояния Махаланобиса  $d(X(t_k), \bar{X})$  от точки  $X(t_k)$ , характеризующей текущее состояние СКВ до геометрического центра эталонного образа  $\bar{X}$ .

**Шаг 7.** Проверяется условие (1.14), выполнение которого позволяет утверждать, что подсистема регулирования температуры в составе СКВ функционирует штатно, причем достоверность этого утверждения гарантирована вероятностью 0.95. Нарушение условия (1.14) свидетельствует о нештатном функционировании СКВ в режиме регулирования температуры воздуха в кабине самолета.

В качестве примера на рис.5 приведены значения  $d(X(t_k), \bar{X})$ , рассчитанные на основе температурных параметров СКВ в ходе выполнения 97-го полета. На рис. 6 представлены обобщенные результаты, включающие максимальные и минимальные значения  $d(X(t_k), \bar{X})$  для режима «посадка», полученные в результате обработки параметров состояния СКВ в ходе выполнения десяти полетов (№ 97-107) самолета Су-35.

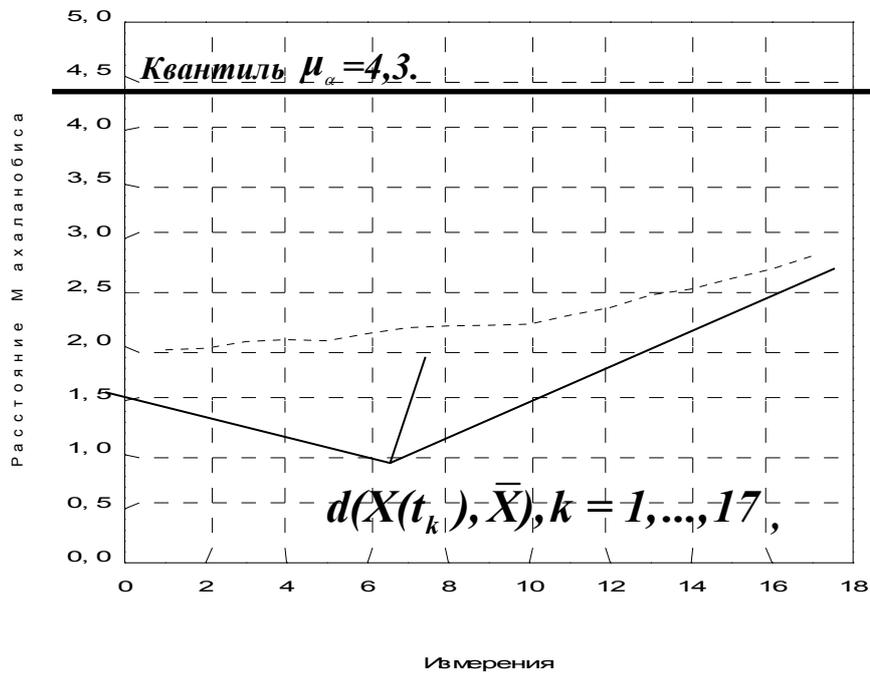


Рис. 5. Значения  $d(X(t_k), \bar{X})$ , рассчитанные на основе температурных параметров СКВ в ходе выполнения 97-го полета (режим посадки)

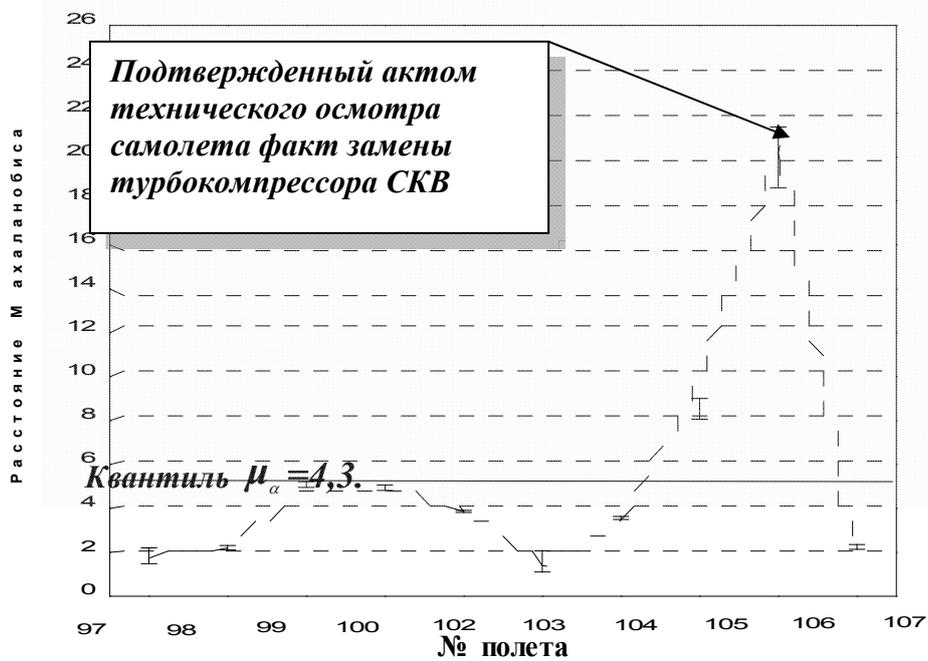


Рис. 6. Максимальные и минимальные (для режима посадки) значения  $d(X(t_k), \bar{X})$ , рассчитанные на основе температурных параметров СКВ в ходе выполнения десяти полетов (97-107)

Видим, что до 104-го полета включительно оценки состояния СКВ, полученные с помощью разработанного алгоритма, не выявляют каких-либо отклонений от штатного режима функционирования. Это подтверждается тем, что расстояния Махаланобиса  $d(X(t_k), \bar{X})$  для всех моментов выполнения посадочного режима не превышают значения квантили  $\mu_\alpha=4,3$ . Хотя уже в 99-ом и 100-ом полетах алгоритм подтверждает опасное приближение значений расстояния Махаланобиса к границе допуска (значению квантили), что указывает на необходимость повышенного внимания со стороны технического персонала к состоянию СКВ.

В процессе выполнения 105-го полета алгоритм фиксирует очевидное отклонение от штатного режима функционирования СКВ, которое, однако, не было выявлено в ходе послеполетного обслуживания самолета техническим персоналом. Отклонение от штатного режима функционирования СКВ еще в большей степени проявилось в ходе 106-го полета, после завершения которого по результатам технического осмотра был установлен недопустимый нагрев подшипника турбокомпрессора, который и стал причиной его замены, что нашло отражение в акте. После замены турбокомпрессора СКВ функционировала в штатном режиме, что подтверждают как оценки ее состояния, полученные с помощью алгоритма (полет №107 на рис. 6), так и результаты послеполетного технического осмотра.

Таким образом, использование разработанного алгоритма позволило бы выявить факт нештатной работы СКВ уже в ходе выполнения 105-го полета, не допустив последующего выхода из строя турбокомпрессора.

Аналогичные оценки состояния СКВ были получены для типового полетного режима «взлет».

### **Заключение**

В статье рассмотрен метод получения интегральных оценок состояния бортовых систем самолета, основу которого составляет эталонный образ контролируемой системы и вероятностные критерии оценки ее состояния. Предложенный метод является развитием вероятностно-гарантирующего подхода [1-4] к оценке состояния ЛА и его систем в процессе эксплуатации, расширяющим возможности его практического применения для целей оперативного и послеполетного контроля состояния бортовых систем ЛА.

На примере оценки состояния системы кондиционирования воздуха с использованием реальных полетных данных, накопленных в период двухлетней эксплуатации самолета Су-35, показано, что предложенный алгоритм позволяет выявить отклонение от штатного режима работы контура регулирования температуры СКВ раньше, чем это достигается на основе использования традиционной технологии послеполетного контроля бортовых систем самолета.

*Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки в рамках выполнения базовой части государственного задания в 2014 году (НИР «Разработка индивидуально-адаптированной бортовой системы контроля управляющих действий летчика в типовых полетных режимах и мониторинга технического состояния самолета»).*

## Библиографический список

1. Евдокименков В.Н., Красильщиков М.Н., Ратникова Н.И. Оценка текущего состояния воздушного судна и его систем на основе вероятностно-гарантирующего подхода // Известия РАН. Теория и системы управления, 2003, №6, стр. 38-46.
2. Красильщиков М.Н., Евдокименков В.Н., Базлев Д.А. Индивидуально-адаптированные бортовые системы контроля технического состояния самолета и поддержки управляющих действий летчика. - М.: МАИ, 2011. – 440 с.
3. Красильщиков М.Н., Евдокименков В.Н., Ким Р.В. Функционально-программный прототип комплекса мониторинга технического состояния ЛА в процессе эксплуатации // Вестник компьютерных и информационных технологий, 2012, № 2, стр. 13-19.
4. Красильщиков М.Н., Евдокименков В.Н., Ким Р.В. Программа мониторинга технического состояния летательного аппарата и его бортовых систем в процессе эксплуатации // Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2012611202 от 30.01.2012. Заявка № 2011619402 от 07.12.2011.