

УДК 629.7

ББК 39.56

Д. А. Шоманков

Минск, Республика Беларусь

СТОХАСТИЧЕСКАЯ ДИСКРЕТНАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КОНТРОЛЯ АЭРОМЕТРИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ ПО ДАННЫМ БОРТОВЫХ РЕГИСТРАТОРОВ

Представленная в статье математическая модель основана на комплексировании и оценивании разнородных параметров полета, значения которых регистрируются в средствах объективного контроля или других накопителях, обеспечивающих их послеполетную обработку по алгоритмам линейной дискретной калмановской фильтрации. Приведенные материалы основаны на ранее полученных научных результатах и являются продолжением работы, опубликованной в МИАЖ «Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык» (2017, № 2, с. 115–125).

Ключевые слова: комплексирование, оценка ошибки, контроль, контролируемое состояние, диагностический признак, полунатурный эксперимент.

UDK 629.7

BBK 39.56

D. A. Shomankov

Minsk, the Republic of Belarus

STOCHASTIC DISCRETE MATHEMATICAL MODEL OF AEROMETRIC INSTRUMENTATION CONTROL BY DATA OF FLIGHT RECORDERS

The presented mathematical model is based on complexation and evaluation of heterogeneous flight parameters which are registered by data recorders or other concentrators that provide their post-flight processing by linear discrete Kalman filtering algorithms. The presented materials are based on previously obtained scientific results and are a continuation of the paper published in ИАЖ «Crede Experto: transport, society, education, language» (2017, № 2, p. 115–125).

Key words: complexation, error estimation, control, controlled state, diagnostic sign, seminatural experiment.

Применяемые в настоящее время бортовые устройства регистрации (БУР) записывают и сохраняют в накопителе параметрическую полетную информацию в дискретной форме. Поэтому для практической реализации алгоритмов оценивания ошибок аэрометрических приборов (АМП), в соответствие с их математической моделью [Шоманков, 2017, с. 115–125], в автоматизированных системах обработки полетной информации (АСОПИ) рационально использовать дискретную форму алгоритма на основе линейного фильтра Калмана.

Обобщая результаты научных исследований [Колодежный, 2010; Гришин, 1985; Шоманков, 2017, с. 115–125], алгоритм оценивания ошибок АМП на основе линейного дискретного фильтра Калмана запишется в виде:

$$\hat{\mathbf{x}}(k) = \mathbf{F}(k)\hat{\mathbf{x}}(k-1) \quad (1)$$

$$\mathbf{P}(k) = \mathbf{F}(k)\mathbf{P}(k-1)\mathbf{F}^T(k) + \mathbf{G}(k) \quad (2)$$

$$\mathbf{K}(k) = \mathbf{P}(k)\mathbf{H}^T(k)[\mathbf{H}(k)\mathbf{P}(k)\mathbf{H}^T(k) + \mathbf{R}(k)]^{-1} \quad (3)$$

$$\hat{\mathbf{x}}(k+1) = \mathbf{x}(k) + \mathbf{K}(k)[\mathbf{z}(k) - \mathbf{H}(k)\mathbf{x}(k)] \quad (4)$$

$$\mathbf{P}(k+1) = \mathbf{P}(k) - \mathbf{K}(k)\mathbf{H}(k)\mathbf{P}(k), \quad (5)$$

где $\hat{\mathbf{x}}(k)$ – прогноз оценки вектора состояния;

$\mathbf{F}(k)$ – фундаментальная (переходная) матрица системы;

$\mathbf{P}(k)$ – матрица ошибок экстраполяции;

$\mathbf{G}(k)$ – матрица интенсивностей возмущений системы;

$\mathbf{H}(k)$ – матрица связи вектора измерений с вектором состояния;

$\mathbf{R}(k)$ – матрица интенсивностей шумов измерений;

$\hat{\mathbf{x}}(k+1)$ – вектор оптимальных оценок;

$\mathbf{K}(k)$ – матрица оптимальных коэффициентов усиления;

$\mathbf{z}(k)$ – вектор измерений («невязок»);

$\mathbf{P}(k+1)$ – матрица ошибок фильтрации.

Работа алгоритма (1) – (5) начинается с задания начального значения оценки вектора состояния системы $\hat{\mathbf{x}}(k-1)$ и умножения его на переходную матрицу системы $\mathbf{F}(k)$ справа, что позволяет получить прогноз оценки вектора состояния ошибок $\hat{\mathbf{x}}(k)$. Далее, по априорно известным матрицам ошибок $\mathbf{P}(k)$ и $\mathbf{G}(k)$, в соответствии с выражением (2), определяется матрица ошибок экстраполяции $\hat{\mathbf{P}}(k)$. Таким образом, выражения (1) и (2) являются моделью динамического процесса предсказания оценки вектора состояния ошибок АМП.

Следующим этапом является вычисление оптимальной оценки вектора состояния ошибок АМП $\hat{\mathbf{x}}(k+1)$ путем коррекции предсказанной оценки $\hat{\mathbf{x}}(k)$ следующим образом. В соответствии с выражением (3), по вычисленной матрице $\mathbf{P}(k)$ и априорно известным матрицам $\mathbf{H}(k)$ и $\mathbf{R}(k)$ вычисляется оптимальный коэффициент усиления $\mathbf{K}(k)$. Далее, в соответствии с выражением (4), по известным $\mathbf{K}(k)$, $\mathbf{H}(k)$, $\hat{\mathbf{x}}(k)$ и поступающим измерениям $\mathbf{z}(k)$ вычисляется оптимальная оценка вектора состояния ошибок АМП $\hat{\mathbf{x}}(k+1)$. Далее известные матрицы $\mathbf{P}(k)$, $\mathbf{K}(k)$ и $\mathbf{H}(k)$ подставляются в выражение (5) для определения матрицы ошибок фильтрации $\mathbf{P}(k+1)$. На этом первый цикл оценивания заканчивается.

Второй и последующие циклы оценивания начинаются с подстановки полученной оптимальной оценки $\hat{\mathbf{x}}(k+1)$ вместо $\hat{\mathbf{x}}(k-1)$ в выражении (1) и матрицы $\mathbf{P}(k+1)$ вместо $\mathbf{P}(k-1)$ в выражении (2). Одновременно происходит подстановка новых значений диагональных элементов в матрицах $\mathbf{F}(k)$ и $\mathbf{G}(k)$ в выражениях (1) и (2) соответственно. Далее вычисления происходят рекуррентно по мере поступления новых измерений в таком же порядке, как для рассмотренного выше первого цикла оценивания.

Значения элементов матриц $\mathbf{F}(k)$, $\mathbf{G}(k)$ и вектора $\mathbf{z}(k)$ рассчитываются для каждого шага оценивания по конечным выборкам зарегистрированных в БУР высотно-скоростных параметров полета [Шоманков, 2017, с. 115–125].

Диагональные элементы матриц шумов измерений $\mathbf{R}(k)$ представляют собой дисперсии абсолютных погрешностей АМП, значения которых для типового самолета приведены в *табл. 1* [Шоманков, 2017, с. 215–220].

Таблица 1

Дисперсии абсолютных погрешностей для исправных
состояний АМП типового самолета

Дисперсия и математическое ожидание по- грешностей АМП	Тип АМП			
	Датчик вы- соты баро- метрической	Система воз- душных сиг- налов (канал высоты)	Датчик инди- каторной скорости	Система воз- душных сиг- налов (канал скорости)
	$\sigma_{H1}^2, \text{ м}^2$	$\sigma_{H2}^2, \text{ м}^2$	$\sigma_{V1}^2, \text{ м}^2/\text{с}^2$	$\sigma_{V2}^2, \text{ м}^2/\text{с}^2$
σ_x^2	7327,4	1183,4	4251	1875
m_x	241 м	98 м	76,2 м/с	40,3 м/с

Анализ работ [Доброленский, 1989; Еремеев, 1970; Махонькин, 1983] показал, что вариации атмосферного давления воздуха составляют примерно 3–4 % от значений по стандартной атмосфере. Следовательно, значения диагональных компонентов матрицы $\mathbf{P}(k-1)$ в начальный момент будут составлять 3,5 % от

средних значений измеренных высотно-скоростных параметров за полет в целом.

Дальнейшая задача определяется необходимостью разработки математической модели, позволяющей контролировать ошибки АМП на предмет превышения ими допустимых величин.

При формировании критериев на допусковые величины оценок ошибок АМП рациональным будет использование положений закона больших чисел, а именно, «правила трех сигма» по следующей методике.

В общем случае, вероятность невыполнения «правила трех сигма» для соответствующих оценок ошибок вектора $\hat{\mathbf{x}}(k)$ будет определяться по выражению [Вентцель, 2003, с. 369]:

$$P\{|\hat{x}_i - m_{xi}| > 3\sigma_{xi}\}. \quad (6)$$

Так как в исправном состоянии ошибки АМП распределены по нормальному закону [Шоманков, 2017, с. 215–220], то выражение (6) правомерно записать в следующем виде:

$$1 - P\{|\hat{x}_i - m_{xi}| < 3\sigma_{xi}\} = 1 - 2\Phi\left(\frac{3\sigma_{xi}}{\sigma_{xi}}\right) = 1 - 2\Phi(3) \quad (7)$$

По таблице значений функции Лапласа [Вентцель, 2003, с. 451] определяем $\Phi(3) \approx 0,49865$, следовательно:

$$P\{|\hat{x}_i - m_{xi}| > 3\sigma_{xi}\} \approx 1 - 2 \cdot 0,49865 = 0,0027 \quad (8)$$

Таким образом, ничтожно малая доля (0,3 %) значений ошибок при исправном состоянии АМП может выйти за пределы интервала $m_{xi} \pm 3\sigma_{xi}$ по чисто случайным причинам.

Очевидно, что при возникновении неисправности конкретного АМП произойдет изменение его эффективной полосы пропускания, что приведет к увеличению соответствующей «невязки» и ее оценки на выходе алгоритма (1) – (5). При этом соответствующая оценка ошибки АМП перестанет соответствовать

нормальному закону распределения и условие (8) перестанет выполняться. Следовательно, правомерно утверждать, что с вероятностью 0,9973 факт выхода оценки $\hat{x}_i$ за пределы установленного интервала $m_{xi} \pm 3\sigma_{xi}$ будет свидетельствовать о возникновении неисправности в соответствующем канале измерения в i -го АМП.

На примере типового самолета фронтовой авиации значения параметров m_{xi} и σ_{xi} для исправных состояний АМП определены и представлены в *табл. 1* [Шоманков, 2017, с. 215–220], что позволяет определить допустимые значения оценок $\hat{x}_i$ контролируемых АМП.

Например, оценка $\hat{x}_1$ характеризует расходимость в измерениях между датчиком барометрической высоты (ДВ) и системой воздушных сигналов (СВС) [Шоманков, 2017, с. 115–125]. Для формирования допусков на $\hat{x}_1$ целесообразно использовать средние значения между параметрами m_{H1} , m_{H2} и σ_{H1} , σ_{H2} . При этом факт выхода оценки $\hat{x}_1$ за пределы допустимых значений может характеризовать отказ как ДВ, так и СВС. Допусковые значения для оценки $\hat{x}_1$ определятся следующим образом:

$$\left(\frac{m_{H1} + m_{H2}}{2} \right) \pm 3 \left(\frac{\sigma_{H1} + \sigma_{H2}}{2} \right) = 169,5 \pm 180 \quad (9)$$

То есть, если $\hat{x}_1 \in [349,5; -10,5]$, то погрешности в канале измерения барометрической высоты от ДВ и СВС не превышают допустимых величин. Если значения оценки $\hat{x}_1$ выходят за пределы интервала $[349,5; -10,5]$, и при этом количество выходов превышает 0,3 % от общего числа значений $\hat{x}_1$, то с вероятностью 0,9973 можно утверждать, что погрешности в канале измерения барометрической высоты от ДВ и СВС выше допустимой величины из-за возникновения неисправности ДВ или СВС.

Оценка $\hat{x}_2$ характеризует расходимость в измерениях от ДВ и радиовысотомера (РВ). Следовательно, допусковые значения для оценки $\hat{x}_2$, при условии исправного состояния РВ, определяются следующим образом:

$$m_{H1} \pm 3 \cdot \sigma_{H1} = 241 \pm 256,8 \quad (10)$$

То есть, если значения оценки $\hat{x}_2 \in [497,8; -15,8]$, то погрешность ДВ не превышает допустимой величины. Если значения оценки $\hat{x}_2$ выходят за пределы допустимого интервала, и при этом количество выходов превышает 0,3 % от общего числа значений $\hat{x}_1$, то «невязка» в измерениях от ДВ и РВ будет выше допустимой величины из-за повышенной погрешности ДВ вследствие его неисправности.

Аналогичным образом определены интервалы допустимых значений для остальных оценок контролируемых АМП $\hat{x}_i$ [Шоманков, 2017, с. 115–125], полученные результаты приведены в *табл. 2*.

Таблица 2

Допустимые интервалы значений оценок ошибок АМП

Оценки $\hat{x}_i$, единицы измерения	$\hat{x}_1$, м	$\hat{x}_2, \hat{x}_3$, м	$\hat{x}_4, \hat{x}_5$, м	$\hat{x}_6$, км/ч	$\hat{x}_7, \hat{x}_8$, км/ч	$\hat{x}_9, \hat{x}_{10}$, км/ч
<i>Максимально допустимое значение</i>	349,5	497,8	201,2	221	271,8	170,2
<i>Минимально допустимое значение</i>	-10,5	-15,8	-5,2	-104,5	-119,4	-89,6

На основе полученных значений допустимых интервалов (*табл. 2*) необходимо сформировать алгоритмы распознавания состояний контролируемых АМП. Анализ работ [Колодежный, 2010; Ерохин, 1988; Макаров, 1988; Синдеев, 1987; Носкова 1998] показал, что рациональное формирование таких алгоритмов

заключается в том, что любой контролируемый объект представляется дискретным эквивалентом в виде логической модели. Из анализа структуры объекта контроля, особенностей устройства и функционирования устанавливается конечное число подлежащих определению событий и состояний в форме таблицы.

Например, в нашем случае при составлении таблицы состояний и событий необходимо учесть следующее [Шоманков, 2017, с. 115–125]:

- ординарность и без последствие потока возможных отказов АМП;
- априорную исправность внешних «наблюдателей», БУР и АСОПИ;
- особенности технического устройства и функционирования объекта контроля, анализ его структуры и функциональных связей с системой приемников воздушных давлений (ПВД) и «наблюдателями».

На примере типового самолета фронтовой авиации конечное число подлежащих определению состояний АМП (S_i) представлено в *табл. 3*.

Таблица 3

Контролируемые состояния АМП для типового самолета

S_i	Контролируемые состояния АМП			
	ДВ	СВС (канал высоты)	ДС	СВС (канал скорости)
S_1				
S_2				
S_3				
S_4				
S_5				
S_6				
S_7				

Состояние S_1 – неисправность ДВ, при исправной работе СВС и ДС;

Состояние S_2 – неисправность СВС (в канале высоты) при исправной работе ДВ, СВС (в канале скорости) и ДС;

Состояние S_3 – неисправность ДС, при исправной работе СВС и ДВ;

Состояние S_4 – неисправность СВС (в канале скорости) при исправной работе ДВ, СВС (в канале высоты) и ДС;

Состояние S_5 характеризует неисправности (закупорку или разгерметизацию) системы статического давления ПВД, так как неправильное восприятие статического давления системой ПВД однозначно приводит к одновременному увеличению ошибок до недопустимых величин, как измерителей барометрической высоты, так и воздушной скорости [13];

Состояние S_6 характеризует закупорку или разгерметизацию системы полного давления ПВД, так как неправильное восприятие полного давления системой ПВД приводит к неправильным показаниям только измерителей воздушной (приборной) скорости [13];

Состояние S_7 характеризует одновременный выход за пределы допустимых величин ошибок в каналах высоты и скорости СВС, что может произойти из-за неисправности вычислителя или иных устройств СВС [Мельник, 1987, с. 247].

На основе аппарата двузначной логики с бинарными признаками состояний и событий разработана математическая модель распознавания контролируемых состояний в соответствии с *табл. 3*.

Например, для распознавания контролируемого состояния S_1 необходимо выполнение следующего условия формирования диагностического признака:

$$\begin{aligned} & [(H_r(k) \leq 1600) \wedge (V_n(k) \leq 300)] \wedge [\hat{x}_1(k) \notin (-10,5;349,5)] \wedge [\hat{x}_2(k) \notin (-15,8;497,8)] \wedge \\ & \wedge [\hat{x}_3(k) \notin (-15,8;497,8)] \wedge [\hat{x}_4(k) \in (-5,2;201,2)] \wedge [\hat{x}_5(k) \in (-5,2;201,2)] \wedge \\ & \wedge [\hat{x}_6(k) \in (-104,5;221)] \wedge [\hat{x}_7(k) \in (-119,4;271,8)] \wedge [\hat{x}_8(k) \in (-119,4;271,8)] \wedge \\ & \wedge [\hat{x}_9(k) \in (-89,6;170,2)] \wedge [\hat{x}_{10}(k) \in (-89,6;170,2)] \end{aligned} \quad (11)$$

Заметим, что при формировании диагностических признаков необходимо учитывать различие диапазонов измерения параметров полета между контролируемыми АМП и радиотехническими «наблюдателями». Например, для типового самолета РВ, измеряющий параметр H_r – высота геометрическая (истинная)

имеет диапазон измерения от 0 до 1600 м, а доплеровский измеритель скорости и угла сноса (ДИСС), измеряющий $V_{\text{п}}$ – скорость путевую имеет рабочие диапазоны по скорости от 0 до 300 м/с. Следовательно, при выходе ВС на режимы полета, при которых значения истинной высоты и путевой скорости будут выходить за рабочие диапазоны РВ и ДИСС появятся значительные расхождения между измерениями и их оценками при исправной работе оборудования. Следовательно, для оборудования рассматриваемого типового самолета [Шоманков, 2017, с. 115–125] необходима одновременная реализация четырех математических моделей ошибок и соответствующих им алгоритмов оценивания (1) – (5), при комплексировании конкретных измерителей при следующих условиях (табл. 4).

Таблица 4

Условия комплексирования АМП и внешних «наблюдателей»

Измери- тели	ДВ+СВС(H)+ РВ+ДП _y	ДС+СВС(V)+ДИ СС+ДП _x	ДВ+СВС(H) +ДП _y	ДС+СВС(V)+ ДП _x
Условия	$H_{\text{а}}(k) \leq 1600 \text{ м}$	$V_{\text{и}}(k) \leq 300 \text{ м/с}$	$H_{\text{а}}(k) > 1600 \text{ м}$	$V_{\text{и}}(k) > 300 \text{ м/с}$

Таким образом, при оценивании ошибок АМП необходимо непрерывно контролировать условия (табл. 4) и в соответствие с этим использовать одну из схем комплексирования с соответствующими математическими моделями. При этом алгоритм оценивания должен автоматически переключаться на соответствующую модель комплексирования и оценивания ошибок при наступлении соответствующего условия.

Проверка адекватности полученных научных результатов выполнялась способом сопоставления результатов контроля АМП штатными средствами и КПА с результатами обработки полетных данных (по информации СОК) в соответствие разработанной стохастической дискретной математической модели контроля АМП.

Например, при выполнении регламентных работ (РР), с использованием штатной контрольно-проверочной аппаратуры (КПА), было выявлено несоответствие точностных характеристик, установленных нормативно-технической документацией (НТД), требованиям для ДВ (изд. МДД-Те-220-780). На *рис. 1* приведены графики изменения оценок ошибок $\hat{x}_i$ по полету, полученные при обработке (в соответствии с разработанной математической моделью) записей БУР крайнего вылета, предшествующего постановки самолета на РР.

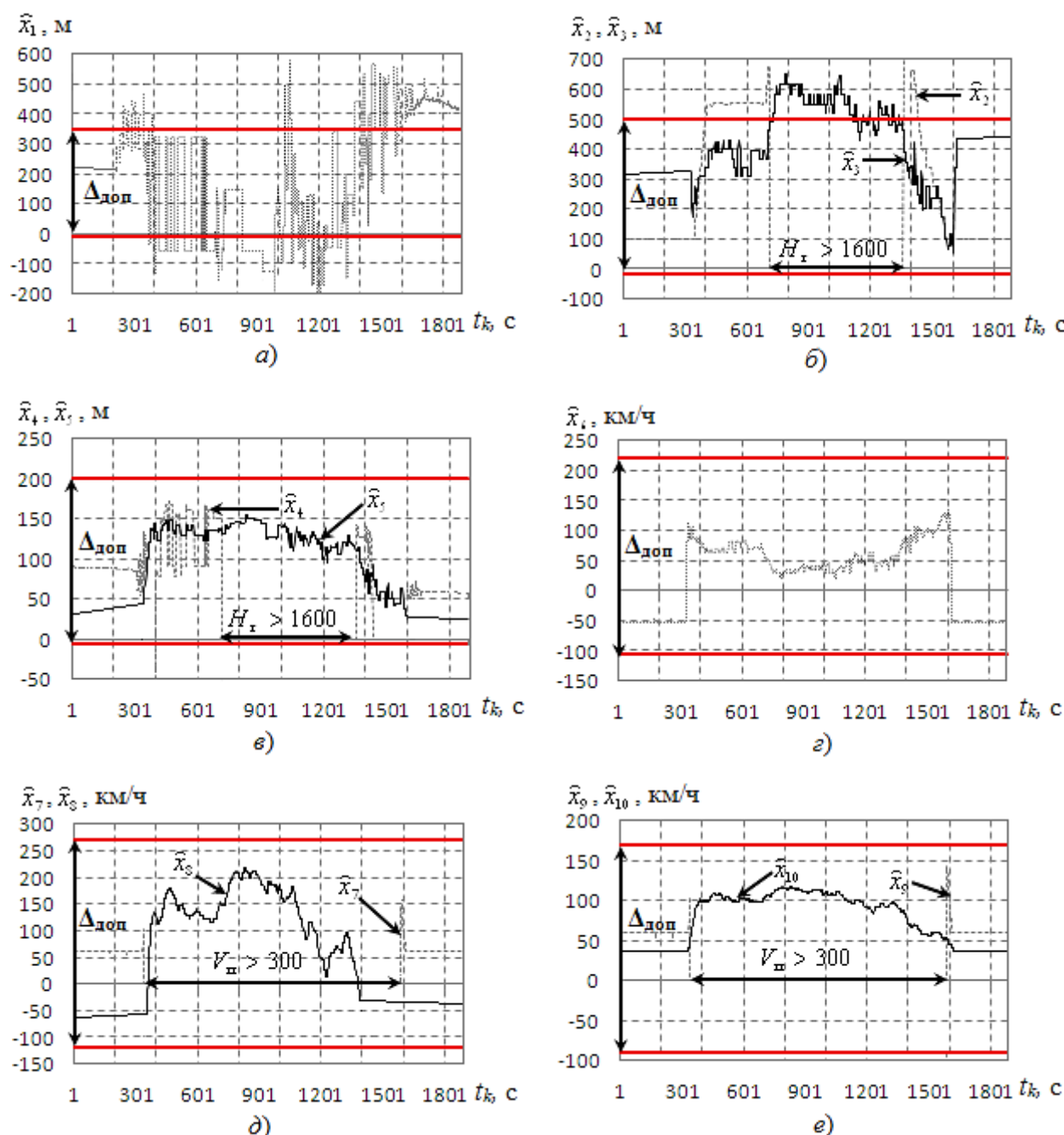


Рис.

1. Графики оценок ошибок АМП по времени полета (t_k) самолета Су-25 при неисправности изделия МДД-Те-220-780 (состояние S_1)

Анализ графиков показывает выход более чем 0,3 % значений оценок ошибок $\hat{x}_1$, $\hat{x}_2$ и $\hat{x}_3$ (рис. 1 а – б) от общего их количества за интервалы допустимых величин ($\Delta_{\text{доп}}$), приведенных в табл. 2. При этом значения оценок ошибок $\hat{x}_4$, $\hat{x}_5$, $\hat{x}_6$, $\hat{x}_7$, $\hat{x}_8$, $\hat{x}_9$ и $\hat{x}_{10}$ (рис. 1 в – е) находятся в пределах соответствующих допустимых величин. Такое сочетание величин оценок ошибок АМП удовлетворяет условиям формирования диагностического признака (11), что позволяет идентифицировать контролируемое состояние S_1 , соответствующее нарушению работоспособного состояния ДВ (изд. МДД-Те-220-780).

Заметим, что резкое уменьшение значений оценок $\hat{x}_2$ и $\hat{x}_4$ (рис. 1 б – в), $\hat{x}_7$ и $\hat{x}_{10}$ (рис. 1 д – е) свидетельствует о режимах полета при условиях $H_r > 1600$ м и $V_n > 300$ км/ч на соответствующих временных интервалах полета (оценивания). При этом происходит переключение алгоритмов оценивания на модели ошибок и оценивающие фильтры в соответствии с заданными условиями комплексирования (табл. 4).

На рис. 2 приведены графики изменения оценок ошибок ДВ ($\hat{x}_1$, $\hat{x}_2$ и $\hat{x}_3$) при выполнении облета самолета, после выполнения РР, во время которых неисправный датчик МДД-Те-220-780 был заменен исправным.

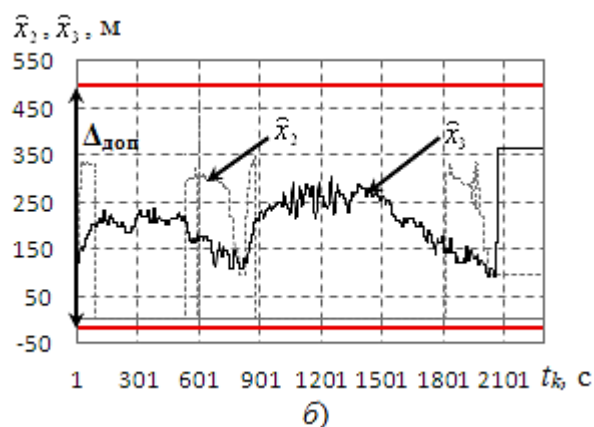
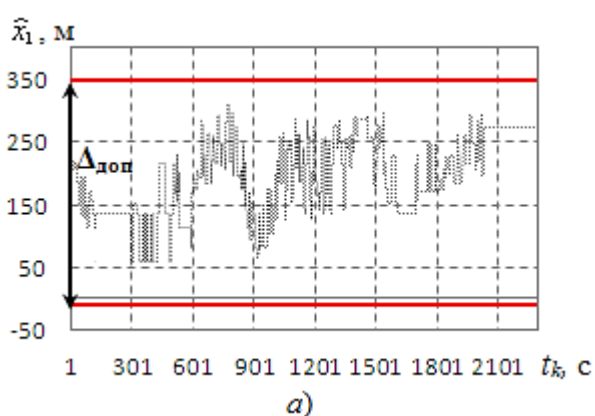


Рис. 2. Графики изменения оценок ошибок ДВ ($\hat{x}_1$, $\hat{x}_2$ и $\hat{x}_3$)

Анализ графиков (рис. 2 а – б) показывает, что после замены неисправного ДВ исправным, значения оценок ошибок $\hat{x}_1$, $\hat{x}_2$ и $\hat{x}_3$ не выходят за пределы соответствующих допустимых величин, что подтверждает работоспособность датчика МДД-Те-220-780 во время полета.

В соответствие с вышеописанным примером выполнено 2168 полунатурных экспериментов с использованием реальных записей параметров полета 6 самолетов Су-25 по данным СОК. При этом практическая сходимость результатов контроля АМП с результатами их контроля штатной КПА составила 94 %. А учет зависимостей параметров погрешностей АМП от высоты и скорости полета в математической модели ошибок [Шоманков, 2017, с. 115–125], позволил повысить практическую достоверность контроля АМП с использованием СОК на 20 % (с 74 до 94 %), что доказывает практическую ценность полученных научных результатов.

Библиографический список

1. Авиационное оборудование / Ю. П. Доброленский [и др.]. М.: Военное издательство Министерства обороны СССР, 1989. 246 с.
2. Автоматизированная обработка результатов измерений при летных испытаниях / Ю. Е. Махонькин [и др.]. М.: Машиностроение, 1983. 112 с.
3. *Вентцель Е. С.* Теория вероятностей и ее инженерные приложения / Е. С. Вентцель, Л. А. Овчаров. – 3-е изд., перераб. и доп. М.: «Академия», 2003. 464 с.
4. *Гришин Ю. П.* Динамические системы, устойчивые к отказам / Ю. П. Гришин, Ю. М. Казаринов. М.: Радио и связь, 1985. 176 с.
5. *Еремеев С. М.* Авиационные приборы / С. М. Еремеев, З. В. Шакиров, С. Д. Штофель. М.: Военное издательство Министерства обороны СССР, 1970. 412 с.
6. *Ерохин Г. Н.* Система автоматизированной обработки полетной информации «Луч-74» / Г. Н. Ерохин. М.: ВВИА имени проф. Н. Е. Жуковского, 1988. 242 с.
7. Испытания, контроль и диагностирование / под редакцией И. М. Макарова. М.: Наука, 1988. 234 с.
8. *Колодежный Л. П.* Надежность и техническая диагностика / Л. П. Колодежный, А. В. Черnodаров. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», 2010. 451 с.

9. Надежность и эффективность в технике. Справочник в 10 т. Т. 9 – Техническая диагностика / И. М. Синдеев [и др.]; под общ. ред. В. В. Ключева, П. П. Пархоменко. М.: Машиностроение, 1987. 352 с.

10. Носкова Е. В. Разработка и исследование алгоритмов комплексной отказоустойчивой обработки навигационных данных: автореф. ... дис. канд. тех. наук: 05.12.04 / Е. В. Носкова; СПбГЭТУ. СПб, 1998. 16 с.

11. Особенности эксплуатации систем приемников воздушных давлений и anerоидно-мембранных приборов: № 732 (3400) – 2007: введ. 12.04.2007. Минск: Командование ВВС и войск ПВО РБ, 2007. 63 с.

12. Применение информации бортовых регистраторов для анализа режимов и динамики полета самолетов при расследовании летных происшествий и предпосылок к ним / И. И. Мельник [и др.]. – М.: Военное издательство, 1987. – 476 с.

13. Шоманков Д. А. Математическая модель ошибок аэрометрических приборов на основе комплексирования разнородной информации по данным бортовых регистраторов / Д. А. Шоманков // МИАЖ «Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык». 2017. № 2. С. 115–125.

14. Шоманков Д. А. Анализ случайных погрешностей аэрометрических приборов воздушных судов / Д. А. Шоманков, В. Р. Вашкевич, А. А. Глушаков // Сб. науч. ст. по материалам IV Всероссийской НПК «Академические Жуковские чтения». Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА им. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина». 2017. С. 215–220.

References

1. Aircraft Equipment / Ju. P. Dobrolenskij [et al.]. М.: Military publisher of USSR Ministry of Defence, 1989. 246 p. (In Russian).

2. Automated processing of measurement results during flight tests / Ju. E. Mahon'kin [et al.]. М.: Machine-building, 1983. 112 p. (In Russian).

3. Ventcel' E. S. (2003). The theory of probability and its engineering applications / E. S. Ventcel', L. A. Ovcharov. – 3rd ed., revised and add. М.: «Akademia». 464 p. (In Russian).

4. Grishin Ju. P. (1985). Dynamic error-tolerant systems / Ju. P. Grishin, Ju. M. Kazarinov. М.: Radio and communication. 176 p. (In Russian).

5. Ereemeev S. M. (1970). Aircraft instruments / S. M. Ereemeev, Z. V. Shakirov, S. D. Shtofel'. М.: Military publisher of USSR Ministry of Defence.. 412 p. (In Russian).

6. Erohin G. N. (1988). System of automated processing of flight information «Luch-74» / G. N. Erohin. М.: Zhukovsky Air Force Engineering Academy. 242 p. (In Russian).

7. Tests, control and diagnosing / ed. by I. M. Makarov. М.: Science, 1988. 234 p. (In Russian).

8. *Kolodezhnyj L. P.* (2010). Reliability and technical diagnostics / L. P. Kolodezhnyj, A. V. Chernodarov. Voronezh: Zhukovsky – Gagarin Air Force Academy. 451 p. (In Russian).
9. Reliability and efficiency in engineering. Reference book in 10 v. V. 9 – Technical diagnostics / I. M. Sindeev [et al.]; ed. by V. V. Kljuev, P. P. Parhomenko. M.: Machine-building, 1987. 352 p. (In Russian).
10. *Noskova E. V.* (1998). Development and research of algorithms for complex fault-tolerant processing of navigation data: abstract ... thesis of Candidate of technical sciences: 05.12.04 / E.V. Noskova; St. Petersburg ETU. St. Petersburg. 16 p. (In Russian).
11. Peculiarities of operation of the pitot-static system and pressure instruments: № 732 (3400) – 2007: intr. 12.04.2007. Minsk: Air Force and Air Defense Force Command of the Republic of Belarus, 2007. 63 p. (In Russian).
12. Use of information from the recorders for analysis of modes and aircraft flight dynamics in investigating flight accidents and their antecedents / I. I. Mel'nik [et al.]. – M.: Military publisher, 1987. – 476 p. (In Russian).
13. *Shomankov D. A.* (2017). Mathematical model of aerometric instrumentation errors on the base of complexing the heterogeneous data from the recorders / D. A. Shomankov // IIAJ «Crede Experto: transport, society, education, language». 2017. № 2. P. 115–125. (In Russian).
14. *Shomankov D. A.* (2017). Analysis of random errors of aircraft aerometric instrumentation / D. A. Shomankov, V. R. Vashkevich, A. A. Glushakov // Collection of scientific papers by materials of 4th All-Russian research-to-practice conference “«Zhukovsky academic readings”. Voronezh: Zhukovsky – Gagarin Air Force Academy. 2017. P. 215–220. (In Russian).