

УДК 629.7

ББК 39.56

**АНАЛИЗ МЕТОДИК ДИАГНОСТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ
АЭРОМЕТРИЧЕСКИХ СИСТЕМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СРЕДСТВ
ОБЪЕКТИВНОГО КОНТРОЛЯ**

Дмитрий Анатольевич Шоманков

ст. преподаватель кафедры авиационной техники и вооружения

Учреждение образования «Военная академия Республики Беларусь»

Минск, Республика Беларусь

shomankov@yandex.ru

Иван Александрович Потапов

ст. преподаватель кафедры авиационной техники и вооружения

Учреждение образования «Военная академия Республики Беларусь»

Минск, Республика Беларусь

ivanpotapov.potapoff@yandex.ru

Сергей Александрович Коршак

адъюнкт кафедры авиационной техники и вооружения

Учреждение образования «Военная академия Республики Беларусь»

Минск, Республика Беларусь

sergey.korshak.92@mail.ru

В статье приведены некоторые результаты анализа диагностических моделей и методик определения динамических погрешностей в показаниях (измерениях) высотно-скоростных параметров полета из-за инерционности (запаздывания) передачи давления в магистралях систем приемников воздушных давлений, выявлены их основные недостатки и определены пути их устранения.

Ключевые слова: динамическая погрешность, пневматическая магистраль, давление, температура, инерционность, аэродинамическая поправка, коэффициент запаздывания.

ANALYSIS OF DIAGNOSTIC TECHNIQUES FOR AIRCRAFT AEROMETRIC SYSTEMS WITH THE USE OF DATA RECORDERS

Dmitrij Anatol'evich Shomankov

Senior Lecturer, Department of Aviation Engineering and Armaments

Military Academy of the Republic of Belarus

Minsk, Republic of Belarus

shomankov@yandex.ru

Ivan Aleksandrovich Potapov

Senior Lecturer, Department of Aviation Engineering and Armaments

Military Academy of the Republic of Belarus

Minsk, Republic of Belarus

ivanpotapov.potapoff@yandex.ru

Sergej Aleksandrovich Korshak

Master student, Department of Aviation Engineering and Armaments

Military Academy of the Republic of Belarus

Minsk, Republic of Belarus

sergey.korshak.92@mail.ru

The article contains some results of the analysis of diagnostic models and techniques for defining the dynamic errors in indications (measurements) of flight altitude and speed parameters caused by lag (delay) of pressure transmission in the lines of the pitot probe systems. Their essential drawbacks are revealed and the ways of their elimination are defined.

Key words: dynamic error, pneumatic circuit, pressure, temperature, delay, aerodynamic correction, delay coefficient.

Первичной информацией для определения высотно-скоростных параметров полета являются: статическое и полное давление набегающего воздушного потока, а также температура заторможенного потока воздуха [Харин, 1986]. Восприятие и передача к аэрометрическим приборам (АМП) статического и полного давлений происходит посредством систем приемников воздушных давлений (ПВД). В общем случае, качество восприятия и передачи воздушного давления в системах ПВД к потребителям характеризуется *аэродинамическими* погрешностями, которые включают в себя *волновые* и *динамические* погрешности [Пашковский, 1985].

Волновые погрешности обусловлены особенностями обтекания приемников и носовой части фюзеляжа воздушного судна (ВС) при его маневрировании, а также свойствами сжимаемости воздуха на разных скоростях полета, что приводит к смещению эпюры давления, воспринимаемого ПВД [U. S. Naval Test Pilot School, 1996]. Однако, путем правильного размещения приемников на фюзеляже и соответствующего выбора их длины и формы волновые погрешности удастся свести к допустимым значениям. Например, уменьшение влияния угла атаки на воспринимаемое статическое давление достигается путем рационального размещения отверстий по окружности приемника. Повышенное давление, возникающее в дозвуковом диапазоне скоростей, при установке приемника на носовой штанге компенсируется размещением отверстий на конической части приемника. В результате использования аэродинамического компенсатора и пневмопереключателя потребители подключаются к камерам, в которых волновые погрешности минимальны для соответствующего режима полета и диапазона скоростей. Кроме того, значения волновых погрешностей восприятия давления определяются в ходе испытаний для каждого типа ПВД совместно с ВС, на котором установлен. По результатам испытаний определяются поправки, значения которых вводятся в алгоритмы бортовых вычислительных систем и комплексов (БВСК). По этим алгоритмам уточняются значения

измеренных высотно-скоростных параметров полета, а также выполняются штурманские расчеты [Пашковский, 1985].

Динамические погрешности восприятия и передачи статического и полного давлений воздуха системами ПВД к потребителям, в отличие от волновых погрешностей, могут существенно влиять на точность измерения высотно-скоростных параметров полета. При измерении статического и полного давления динамические погрешности обусловлены инерционностью (запаздыванием) протекания воздуха по трубопроводу от приемника до потребителя. Величина запаздывания естественным образом зависит от длины и диаметра трубопроводов, объема подключенных приборов и гидравлического сопротивления всех элементов пневматического тракта. При этом считается, что динамические погрешности полного давления являются несущественными, а запаздывание в системе статического давления при наборе или снижении высоты оказывается основным компонентом погрешности [Харин, 1986].

Значения динамических погрешностей зависят не только от режимов полета ВС (в отличие от волновых погрешностей), но и от возможных неисправностей, возникающих в процессе эксплуатации. Таким образом, величина динамической погрешности в измерениях высотно-скоростных параметров полета определяется суммой ее эксплуатационных значений (обусловленных режимами полета) и значениями, обусловленными закупоркой или разгерметизацией пневматракта.

Следовательно, сущность диагностирования систем ПВД должна сводиться к выявлению динамической погрешности, обусловленной увеличением инерционности (запаздывания) в пневматракте из-за его разгерметизации или закупорки. Инерционность преобразования давления в электрический сигнал прибором пренебрежительно мала по сравнению с инерционностью систем ПВД [Бабич, 1991], поэтому ею правомерно пренебречь.

Актуальность повышения точности измерения высотно-скоростных параметров полета появилась с увеличением рабочих диапазонов и летно-

технических характеристик (ЛТХ) реактивных ВС. Научные исследования по разработке методов определения и компенсации аэродинамических погрешностей систем ПВД начались в послевоенное время О. Н. Хариной и Б. В. Смирновым. В результате их исследований были разработаны первые методы учета запаздывания в системах ПВД, изложенные в работе [Ведров, 1951]. Дальнейшее развитие методов определения динамических погрешностей в системах ПВД получило в работах [Robert, 1973; Tonkers, 1976; Тайц, 1983; Пашковский, 1985; Харин, 1986; Калиниченко, 1986; Мельник, 1987; Бабич, 1991; U. S. Naval Test Pilot School, 1996; Stoliker, 2005]. Анализ приведенных работ показал, что методы определения аэродинамических погрешностей в системах ПВД можно условно разделить на группы, приведенные на рисунке 1.

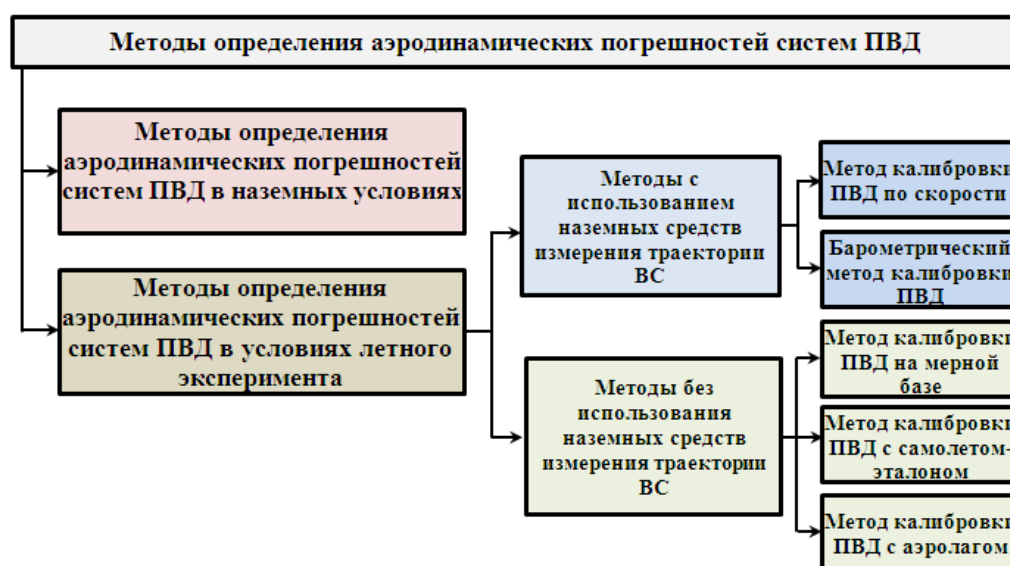


Рисунок 1 – Классификация методов определения аэродинамических погрешностей в системах ПВД

Методы, выполняемые в условиях летного эксперимента с использованием наземных средств измерения траектории ВС, сводятся к определению аэродинамических погрешностей для статической и динамической систем ПВД, а также их зависимостей от числа M и угла атаки. Основными методами являются *калибровка ПВД по скорости* (основана на определении аэродинамической поправки к скоростному напору) и *барометрический метод калибровки* (основан на непосредственном

определении аэродинамической поправки к статическому давлению, воспринимаемому ПВД) [Пашковский, 1985; Калиниченко, 1986; Пушков, 2009].

В обоих методах калибровку ПВД производят в горизонтальном полете при различных числах M , которые задаются летчику таким образом, чтобы по возможности охватить весь диапазон допустимых в эксплуатации чисел M (или истинной воздушной скорости) и угла атаки. При этом с помощью специальной бортовой аппаратуры регистрируют значения истинной воздушной скорости ($V_{рг}$), барометрической высоты ($H_{рг}$) и температуры воздуха ($T_{рг}$).

Геометрическую высоту полета h , путевую скорость (V_n) и направление полета (курс) измеряют с помощью наземных оптических и (или) радиотехнических средств.

Для определения зависимости от геометрической высоты полета значений температуры (T_h), скорости ветра (w) и его направления, а так же барометрического давления (P_h) используют один из двух способов зондирования атмосферы:

- с помощью другого ВС, бортовой ПВД которого предварительно тщательно откалиброван, при этом его движение регистрируют с помощью наземных средств внешнетраекторных измерений (кинотеодолитная станция, радиолокационная станция и др.);
- с помощью шара-зонда, движение которого также регистрируют с помощью наземных средств внешнетраекторных измерений.

По полученным данным строят графики $T_h = f(h)$, $w = f(h)$, $P_h = f(h)$. Используя эти графики и зная геометрическую высоту полета испытываемого ВС, определяют для него истинные значения параметров атмосферы.

Например, при калибровке ПВД по скорости, имея данные внешнетраекторных измерений и зная скорость и направление ветра, определяется истинная воздушная скорость движения испытываемого ВС по формуле [Пашковский, 1985; Харин, 1986; U. S. Naval Test Pilot School, 1996]

$$V_{\text{ВТИ}} = \sqrt{V_n^2 + w^2 - 2wV_n \cos(V_n, w)}, \quad (1)$$

где V_n – путевая скорость, при $h = \text{const}$.

Далее определяется земная скорость ВС по формулам [Пашковский, 1985]

$$V_{i3} = V_{\text{ВТИ}} \sqrt{\Delta} - \delta V_{\text{сж}}, \quad (2)$$

$$\Delta = \frac{P_h T_c}{P_c T_h}, \quad (3)$$

где P_c , T_c – давление и температура в системе статического давления ПВД соответственно.

Аэродинамическую поправку δV_a находят как разницу между полученной земной скоростью (V_{i3}) и зарегистрированной БУР истинной воздушной скоростью ($V_{\text{рг}}$)

$$\delta V_a = V_{i3} - V_{\text{рг}}, \quad (4)$$

Аэродинамические поправки к высоте (δH_a) и числу М (δM_a) в этом случае определяются по найденному значению δV_a при помощи номограмм [Харин, 1986].

При калибровке ПВД барометрическим методом необходимо знать истинное давление на высоте полета h и давление в статической камере ПВД испытываемого ВС. В этом случае аэродинамическая поправка по давлению находится как разность [Пашковский, 1985]:

$$\delta P_a = P_h - P_c, \quad (5)$$

Далее значение полученной поправки пересчитывается в единицы высоты (δH_a), скорости (δV_a) и числа М (δM_a) по номограммам.

При отсутствии возможности использования наземных траекторных средств измерения, аэродинамические погрешности и поправки для их компенсации определяют одним из следующих методов [Пашковский, 1985; Калиниченко, 1986]:

- тарировка ПВД на мерной базе (рисунок 2 а);
- в полете строем с самолетом-эталон (рисунок 2 б);
- в полете с аэролагом (рисунок 2 в).



Рисунок 2 – Методы определения аэродинамических погрешностей ПВД без использования наземных траекторных средств

Тарировка ПВД на мерной базе предусматривает полеты на малой высоте (от 50 до 150 м) вдоль специально подготовленной мерной базы, длиной 3...6 км. Самолет выполняет 5...8 «проходов» базы в прямом и обратном направлениях при заданных постоянных значениях истинной воздушной скорости. Время пролета самолетом мерной базы засекают из пунктов наблюдения, расположенных в начале и в конце базы. Время определяется путем регистрации пролета ВС большой $ABCDE$ и малой BCD петель (рисунок а), либо непосредственной регистрации времени пролета ВС мерной базы в прямом и обратном направлениях (с помощью двух синхронно работающих в пунктах наблюдения фотокамер).

При регистрации времени по методу петель путевая скорость определяется по формуле [Пашковский, 1985]

$$V_n = 7,2 \frac{B}{t_2 - t_1}, \quad (6)$$

где B – длина мерной базы, м;

t_2, t_1 – время пролета ВС большой и малой петли соответственно, с.

При непосредственной регистрации времени пролета базы путевая скорость определяется по формуле [Пашковский, 1985]

$$V_n = 7,2 \frac{B}{\tau_1 + \tau_2}, \quad (7)$$

где τ_1, τ_2 – время пролета мерной базы в прямом и обратном направлении соответственно, с.

При дальнейшем расчете аэродинамических поправок обычно принимают $V_n = V_u$ (V_u – истинная воздушная скорость, км/ч), поскольку путевая скорость определяется по среднему времени пролета самолетом мерной базы в прямом и обратном направлениях на высотах 50...150 м, кроме того полеты должны проводиться при ветре не более 5 м/с.

В основу методов определения аэродинамических погрешностей ПВД при полете строем с самолетом-эталонном или аэролагом положен принцип сравнения записей БУР барометрической высоты и скорости и рассчитанных по ним значений числа M ($V_{рг}$, $H_{рг}$, $M_{рг}$) на испытываемом ВС со значениями земной скорости, барометрической высоты и числа M , которые определяются летящим строем самолетом-эталонном (рисунок 2, б) или буксируемом на тросе аэролагом (рисунок 2, в).

Таким образом, методы определения аэродинамических погрешностей ПВД в условиях летного эксперимента базируются на сравнении статического давления (измеренного на борту испытываемого ВС) с атмосферным давлением, и на сравнении истинной воздушной скорости и числа M (измеренных на борту испытываемого ВС) с фактическими значениями земной скорости и числа M . Методы каждой группы отличаются между собой

способами получения фактических (более точных) значений аэрометрических параметров:

- определение атмосферного давления по измерениям на эталонном самолете, аэростате, буксируемом ПВД (аэролаге) или экспериментально-расчетным методом;
- определение фактической земной скорости по материалам внешнетраекторных измерений, полетов на мерной базе или в полетах строем.

Для режимов полета, на которых имеются неучтенные потери полного давления, требуется одновременное применение барометрического и скоростного методов, так как необходимо иметь фактические значения истинной воздушной скорости и атмосферного давления.

Анализ методик определения аэродинамических погрешностей систем статического и полного давления ПВД, при выполнении летного эксперимента (как с использованием наземных средств внешне траекторных измерений, так и без них) показал:

- данные методики обладают достаточной точностью и достоверностью получаемых результатов по определению полной группы аэродинамических погрешностей (волновых и динамических);
- условия и особенности летных экспериментов обуславливают необходимость тщательной подготовки к проведению испытательного полета, подходящих погодных условий, наличие специального оборудования и средств, а так же существенных материальных и трудовых затрат.

Другая группа методов определения аэродинамических погрешностей ПВД подразумевает проведение *эксперимента в наземных условиях*. Главным содержанием таких методик является количественная оценка степени инерционности систем ПВД. Инерционность систем ПВД проявляется в запаздывании передачи воспринимаемого давления от приемника к потребителям. При выполнении маневров, связанных со снижением высоты, результатом запаздывания в полете является завышение показаний (измерений) воздушной скорости, числа M и барометрической высоты. При наборе высоты,

наоборот – происходит занижение показаний (измерений) воздушной скорости, числа М и барометрической высоты. Поэтому, обработка записей БУР при ОК подобных режимов полета, должна сопровождаться введением соответствующих поправок в зарегистрированные параметры высоты и скорости полета. Так же, такие поправки должны вводиться в БВСК при расчете пилотажно-навигационных параметров и учитываться экипажем при пилотировании ВС.

Несмотря на некоторые отличия в существующих методиках, общая суть у них одинакова и заключается в следующем. Для любого момента времени значение динамической погрешности можно определить по выражению [Пашковский, 1985]

$$\delta P = P_c - P_{\text{пр}} = \lambda_p \frac{dP_{\text{пр}}}{dt} \quad (8)$$

где $P_{\text{пр}}$ – давление, значение которого зарегистрировано специальной бортовой аппаратурой;

λ_p – коэффициент инерционности (запаздывания) пневмосистемы ПВД.

Для определения коэффициента λ_p необходимо провести натурный эксперимент на реальном ВС. На стоянке ВС через заборные отверстия камеры статического давления ПВД создается разрежение или избыточное давление, равное значению $P_{\text{исх}}$. Остальные отверстия ПВД герметично закрываются резиновой муфтой. После чего включается измерительная аппаратура и выполняется разгерметизация (открываются отверстия) системы ПВД, до тех пор, пока не установится фактическое давление ($P_{\text{ф}}$). При этом регистрируется два промежуточных давления (P_1 и P_2) в моменты времени t_1 и t_2 (рисунок 3).

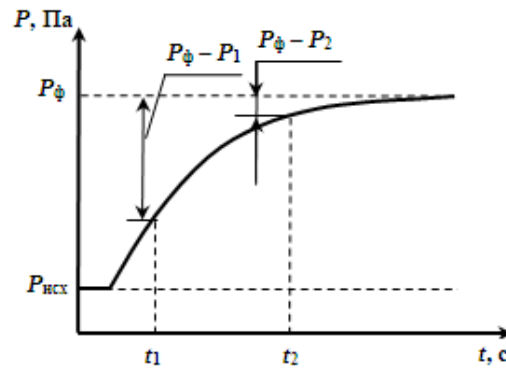


Рисунок 3 – График переходного процесса при разгерметизации статической камеры ПВД

Поскольку при таком эксперименте $P_\phi = const$, следовательно, получив запись переходного процесса и задав на ней произвольные моменты времени (t_1 и t_2), определяется коэффициент запаздывания по формуле (9) [Яценко, 1985; Пашковский, 1985] или (10) [Ведров, 1951; Котик, 1968].

$$\lambda_p = \frac{t_2 - t_1}{\ln \frac{P_\phi - P_1}{P_\phi - P_2}} \quad (9)$$

$$\lambda_p = - \frac{1}{\frac{d}{dt} \ln \delta P_{\text{рг}}} \quad (10)$$

Из (10) видно, что λ_p определяется производной $\frac{d}{dt} (\ln \delta P_{\text{рг}})$. Практика показала, что зависимость $\ln \delta P_{\text{рг}} = f(t)$ близка к линейной, за исключением начального и конечного участков. Следовательно, для определения λ_p требуется, используя зависимость $P_{\text{рг}} = f(t)$, получить для каждого $\delta P_{\text{рг}}$ величины производных $\frac{d}{dt} (\ln \delta P_{\text{рг}})$.

Далее значения, полученные при наземных фактических условиях, приводятся к стандартным атмосферным условиям у земли по формуле [Пашковский, 1985; Котик, 1968]

$$\lambda_{pc} = \lambda_p \frac{P_\phi}{P_c} \frac{T_c}{T_\phi} \quad (11)$$

Аналогично приведенной выше методике определяются коэффициенты для других значений перепадов давлений, в результате чего получается зависимость λ_{pc} от средних перепадов давлений для δP_0 обрабатываемых участков кривых $P_{рг} = f(t)$. Пересчет полученной зависимости $\lambda_{pc} = f(\delta P_0)$ на другие высоты осуществляется при условии сохранения постоянными λ_{pc} и числа Рейнольдса (R_e) путем пересчета величин при помощи соотношения [Ведров, 1951; Котик, 1968]

$$\delta P = \delta P_0 \frac{P_c}{P_\phi} \left(\frac{T_\phi}{T_c} \right)^{2,8} \quad (12)$$

Полученная таким образом зависимость λ_{pc} от δP и H (рисунок 4) позволяет находить поправки на запаздывание в системе статического давления ПВД. При этом запаздывание передачи полного давления принято считать несущественным, поэтому аэродинамические поправки к нему не определяются [Яценко, 1985; Пашковский, 1985; Мельник, 1987].

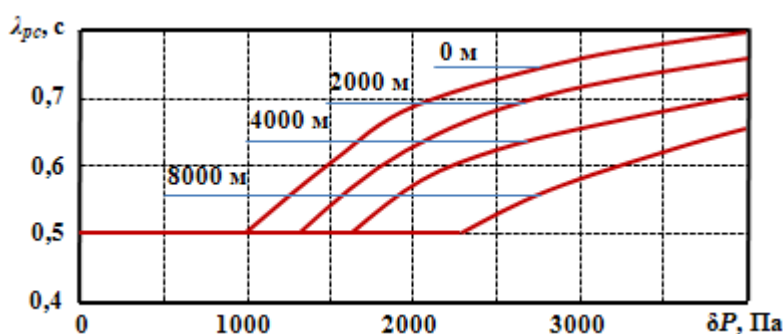


Рисунок 4 – Зависимости коэффициента запаздывания ПВД от перепада давлений и высоты

Далее по специальным номограммам определяются величины запаздывания в зависимости от вертикальных скоростей полета и по выражениям (13) – (15) определяются поправки (в единицах высоты и

скорости) к зарегистрированным параметрам на анализируемом участке [Ященко, 1985; Мельник, 1987].

$$\delta H = -RT_H \frac{\delta P}{P_H} \quad (13)$$

где $R = 29,27$ – удельная газовая постоянная воздуха (характеризует работу расширения одного моля идеального одноатомного газа в изобарном процессе при увеличении температуры на 1 К), Дж/(кг·К);

T_H – температура воздуха на барометрической высоте (H) по стандартной атмосфере, К;

P_H – давление воздуха на барометрической высоте (H) по стандартной атмосфере, Па;

$$\delta V_{\text{пр}} = -\delta P \left(\frac{1410}{V_{\text{пр}}} - 0,4 \right), \text{ при } V \leq 1225 \text{ км/ч} \quad (14)$$

$$\delta V_{\text{пр}} = -\delta P \frac{830}{V_{\text{пр}}}, \text{ при } V > 1225 \text{ км/ч} \quad (15)$$

где $V_{\text{пр}}$ – воздушная скорость (приборная) полета по данным СОК, км/ч.

Таким образом, выполняемые в наземных условиях методики по определению инерционности (запаздывания) передачи давления в системах ПВД позволяют с достаточной точностью определять динамические погрешности в показаниях (измерениях) высотно-скоростных параметров полета, однако, несмотря на большую научную и практическую значимость, обладают следующими недостатками:

– результаты эксперимента по определению коэффициента запаздывания справедливы для исправной системы ПВД в конкретных наземных условиях, однако фактические значения параметров атмосферы во время полета не будут соответствовать их значениям в наземных условиях, а будут изменяться в зависимости от режимов полета;

– определяемая величина запаздывания учитывает только влияние инерционности системы статического давления ПВД в зависимости от вертикальной скорости полета, при этом инерционность системы полного давления ПВД (величина которой может быть существенной особенно при сжимаемости воздуха на скоростях полета более 400 км/ч) при ускорениях ВС не учитывается;

– используемые номограммы построены для идеальных (исправных) систем ПВД, устанавливаемых на конкретных типах ВС, и учитывают лишь влияние эксплуатационных параметров полета на величину инерционности в системе ПВД, и не учитывают влияние на ее величину неисправностей (закупорки и разгерметизации);

– значения δP определяются вручную по номограмме, что характеризуется трудоемкостью и длительностью данного процесса, а также субъективностью получаемых результатов, что не обеспечивает оперативное определение и компенсацию динамических погрешностей в измерениях от АМП при ОК полетов.

Следовательно, применение существующих диагностических моделей и методик определения погрешностей ПВД и АМП (в наземных условиях и в полете) показал, что, несмотря на большую научную и практическую значимость, их использование в условиях эксплуатации в авиационной части является нерациональным. Такие обстоятельства обуславливают актуальность разработки новых диагностических моделей и методик определения и анализа погрешностей авиационных аэрометрических систем с использованием современных информационных технологий и СОК.

Библиографический список

1. *Бабич О. А.* Обработка информации в навигационных комплексах. М.: Машиностроение, 1991. 512 с.
2. *Ведров В. С.* Летные испытания самолетов / В. С. Ведров, М. А. Тайц. М.: Оборонгиз, 1951. 484 с.

3. *Калиниченко Б. В.* Летные характеристики самолетов с газотурбинными двигателями. М.: Машиностроение, 1986. 144 с.
4. Летные испытания самолетов / М. Г. Котик [и др.]. М.: Машиностроение, 1968. 423 с.
5. Летные испытания систем пилотажно-навигационного оборудования / Е. Г. Харин [и др.]. М.: Машиностроение, 1986. 136 с.
6. Методические рекомендации по определению барометрической, относительной и истинной высот, истинных значений скорости и числа Маха полета по записям бортовых устройств регистрации полетных данных / А. И. Яценко [и др.]. М. : Военное издательство, 1985. 47 с.
7. *Пашковский И. М.* Летные испытания самолетов и обработка результатов испытаний / И. М. Пашковский, В. А. Леонов, Б. К. Поплавский. М.: Машиностроение, 1985. 416 с.
8. 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.
9. Способ определения аэродинамических погрешностей приемника воздушных давлений в летных испытаниях летательного аппарата: заявка: 2008126334/28, 30.06.2008 РФ МПК G01M9/00 (2006.01) G01P21/00 (2006.01) G01P5/175 (2006.01) / С. Г. Пушков [и др.], дата публ.: 10.12.2009.
10. *Тайц М. А.* Теоретические основы методов определения летных характеристик самолетов. М.: Машиностроение, 1983. 128 с.
11. Flight Test Techniques Series – Volume 14 / F. Stoliker [etc.]. – Neuilly-sur-Seine Cedex, France: Research and Technology Organisation North Atlantic Treaty Organisation BP 25, F-92201, 2005. 456 p.
12. *Robert T.* Modeling of airplane performance from flight-test results and validation with an F-104G airplane / T. Robert, Marshall and Willia Schweikhard. – Washington: Flight Research Center Edwards NASA, 1973. 280 p.
13. *Tonkers, H. L.* New developments and accuracy limits of aircraft flight testing / H. L. Tonkers, T. A. Mulder. Edwards: Air force flight test center, 1976. 897 p.
14. U. S. Naval Test Pilot School. Flight Test Manual. – Patuxent River, Maryland: Naval Air Warfare Center, 22783 Cedar Point Road Patuxent River, MD 20670-5304, 1996. 562 p.

References

1. A way if determining aerodynamic errors of pitot probes in aircraft flight tests: application: 2008126334/28, 30.06.2008 RF IPC G01M9/00 (2006.01) G01P21/00 (2006.01) G01P5/175 (2006.01) / S.G. Pushkov [et al.], publ. date.: 10.12.2009. (in Russian)
2. Aircraft flight tests / M. G. Kotic [et al.]. M.: Mashinostroenie, 1968. 423 p. (in Russian)
3. *Babich O. A.* (1991) Information processing in navigation complexes. M.: Mashinostroenie, 1991. 512 p. (in Russian)
4. Flight Test Techniques Series – Volume 14 / F. Stoliker [etc.]. – Neuilly-sur-Seine Cedex, France: Research and Technology Organisation North Atlantic Treaty Organisation BP 25, F-92201, 2005. 456 p. (in English)
5. Flight tests of flight and navigation equipment / E. G. Harin [et al.]. M.: Mashinostroenie, 1986. 136 p. (in Russian)
6. *Kalinichenko B. V.* (1986) Performances of aircraft with gas-turbine engines. M.: Mashinostroenie, 1986. 144 p. (in Russian)
7. Methodological recommendations for definition of barometric, relative and true altitude, true speed and Mach number according to flight data recorders / A. I. Jashhenko [et al.]. M.: Voennoe izdatel'stvo, 1985. 47 p. (in Russian)
8. *Pashkovskij I. M.* (1985) Aircraft flight tests and test results processing / I. M. Pashkovskij, V. A. Leonov, B. K. Poplavskij. M.: Mashinostroenie, 1985. 416 p. (in Russian)
9. *Robert T.* (1973) Modeling of airplane performance from flight-test results and validation with an F-104G airplane / T. Robert, Marshall and Willia Schweikhard. – Washington: Flight Research Center Edwards NASA, 1973. 280 p. (in English)
10. *Tajc M. A.* (1983) Theoretical foundation for the methods of determining aircraft performances. M.: Mashinostroenie, 1983. 128 p. (in Russian)
11. *Tonkers H. L.* (1976) New developments and accuracy limits of aircraft flight testing / H. L. Tonkers, T. A. Mulder. Edwards: Air force flight test center, 1976. 897 p. (in English)
12. U. S. Naval Test Pilot School. Flight Test Manual. – Patuxent River, Maryland: Naval Air Warfare Center, 22783 Cedar Point Road Patuxent River, MD 20670-5304, 1996. 562 p. (in English)
13. Use of flight data recorder information for analysis of flight modes and dynamics when investigating air accidents and their prerequisites / I. I. Mel'nik [et al.]. M.: Voennoe izdatel'stvo, 1987. 476 p. (in Russian)
14. *Vedrov V. S.* (1951) Aircraft flight tests / V. S. Vedrov, M. A. Tajc. M.: Oborongiz, 1951. 484 p. (in Russian)