

ТЕХНОЛОГИЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ПВД И ВОЗДУШНЫХ ПАРАМЕТРОВ В ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ ЛА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СПУТНИКОВЫХ СРЕДСТВ ТРАЕКТОРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

С.Г. Пушков, Е.Г. Харин, В.Р. Кожурин, В.Г. Захаров

Изложены основные положения новой технологии определения аэродинамических погрешностей приемников воздушных давлений с применением спутниковых средств измерений траекторных параметров. Показаны методические подходы, особенности решения задачи определения аэродинамических погрешностей этих приемников, воздушных параметров на режимах установившегося и неустановившегося полета, взлета - посадки летательного аппарата. Представлены характерные результаты летных испытаний воздушных судов на режимах горизонтального установившегося полета в эксплуатационном диапазоне высот и скоростей.

Введение

От точности измерения высотно-скоростных параметров зависит безопасность самолетовождения летательных аппаратов (ЛА) на трассах гражданской авиации.

Аэродинамические погрешности приемников воздушного давления (ПВД) должны быть известны уже на первых этапах испытаний ЛА для определения истинных значений воздушных параметров, оценки летно-технических, взлетно-посадочных характеристик, устойчивости и управляемости ЛА, его безопасного пилотирования. Решение задачи необходимо для обеспечения безопасности полета воздушного судна (ВС) в ожидаемых условиях эксплуатации. В летных испытаниях должны быть определены уровни аэродинамических погрешностей ПВД, при необходимости - законы коррекции ошибок восприятия статического давления (ОВСД), по результатам испытаний должна быть проведена оценка точностных характеристик средств определения высотно-скоростных параметров (ВСП), средств вертикального эшелонирования (СВЭ) в составе пилотажно-навигационного оборудования.

Повышение требований к уровню безопасности полета, качеству пилотирования и эффективности решения задач самолетовождения обуславливает необходимость совершенствования средств и методов, используемых в летных испытаниях авиационной техники. Настоящая работа посвящена информационному обеспечению летных испытаний ЛА в части определения аэродинамических погрешностей ПВД и воздушных параметров с применением спутниковых средств измерений траекторных параметров, которые были реализованы в комплексе бортовых траекторных измерений (КБТИ).

Комплекс КБТИ создавался, в первую очередь, для оценки в летных испытаниях пилотажно-навигационного оборудования ЛА. Вместе с тем, одновременная реализация в комплексе функции регистрации больших, синхронизированных по времени, информационных потоков от различных бортовых систем ЛА, позволила использовать КБТИ для решения достаточно большого спектра задач. К числу наиболее значимых следует отнести задачу определения воздушных параметров и аэродинамических погрешностей ПВД. При проведении летных испытаний ЛА используются различные методы и подходы решения задачи определения аэродинамических погрешностей ПВД. Могут быть выделены:

- прямые методы сравнения - с использованием эталонных приемников (буксировочного конуса, аэролага, выносной штанги перед самолетом и т.д.) или самолета – эталона при полете его в паре с испытываемым самолетом;

- косвенные методы - с использованием средств внешне-траекторных измерений и информации о параметрах состояния атмосферы [1].

Технические сложности при использовании эталонных приемников возникают, главным образом, в связи с необходимостью выноса приемника из зоны

аэродинамического влияния самолета. При этом для каждого типа самолета необходимо проведение специальных испытаний по оценке уровня возмущения давления в области размещения эталонного приемника.

Методы с применением эталонных приемников используются, в основном, при модификации самолета, замене типа приемников ВС (когда характеристики эталонного приемника определены в летных испытаниях подобного самолета), для оценки стабильности уровня аэродинамических погрешностей ПВД на различных экземплярах ВС типовой конструкции и в зависимости от времени эксплуатации. Эталонные приемники используются также при проведении летных испытаний авиационной техники по определению (подтверждению) летно-технических характеристик ЛА в диапазоне больших углов атаки. Однако и в этом случае требуется проведение дополнительных исследований по оценке искажений воздушных параметров, воспринимаемых приемниками в случае их размещения на самолете.

1. Технология определения аэродинамических погрешностей ПВД и воздушных параметров при летных испытаниях ЛА

В основу рассматриваемой технологии были положены методы косвенного определения аэродинамических погрешностей ПВД с применением спутниковых средств измерения траекторных параметров, штатных бортовых средств пилотажно-навигационного оборудования и средств измерения давлений повышенной точности. Комплекс средств определения аэродинамических погрешностей ПВД и погрешностей систем воздушных сигналов представлен на рис. 1.

Технология базируется на применении КБТИ. Комплекс КБТИ обеспечивает определение траекторных параметров на основе комплексной обработки информации от инерциальной и спутниковой систем навигации (СНС) или по данным СНС, работающей в дифференциальном или стандартном режиме. Для измерения давлений в пневматических каналах механических приборов, дублирования измерений давлений в каналах основных систем (СВС), с целью решения задач оценки средств определения воздушных параметров, повышения качества результатов летных испытаний на неустановившихся режимах полета на борт самолета дополнительно устанавливаются цифровые системы, блоки измерения давлений СИД, БИД.

Аппаратура СИД, БИД с учетом индивидуальных градуировок обеспечивает погрешности измерения не хуже 0,2 мм рт. ст. для полного, статического давлений, не более 0,15 мм рт. ст. - для динамического давления. Система измерений давлений СИД обеспечивает измерения давлений по 4-м каналам, блок БИД – по двум.

В КБТИ регистрируются параметры от СНС, штатных средств определения воздушных параметров (систем воздушных сигналов СВС), инерциальной системы (ИС), радиовысотомера (РВ), дополнительно устанавливаемой аппаратуры измерения давлений. Частота регистрации параметров на неустановившихся режимах полета: СВС, СИД, БИД, ИС - 8 гц, СНС- 1гц; на режимах горизонтального установившегося полета (ГП) - 1гц для всех потоков. Погрешность синхронизации этой информации не превышает 3 – 5 мс.

Кроме того используются данные измерений параметров атмосферы у «земли» метеослужбой аэродрома. Данные метеослужбы должны включать значения: времени измерения, атмосферного давления, температуры воздуха, скорости и направления ветра на каждые 30 мин. в течение продолжительности всего полета. Все данные должны быть представлены в едином времени, соответствующем временному исчислению бортовых измерений – UTC (Гринвичское время).

В разработанной технологии предусмотрено решение следующих задач.

1) Определение аэродинамических погрешностей ПВД и оценка средств ВСП, средств вертикального эшелонирования СВЭ (для оценки средств СВЭ летные испытания проводятся на 3-х экземплярах ЛА типовой конструкции) в эксплуатационном диапазоне высот и скоростей.

В летных испытаниях выполняются:

- режимы ГП с противоположными курсами без скольжения на $H_{бар.отн}=200м$. Исследуются полетная, взлетная, посадочная и др. конфигурации ВС в соответствующих эксплуатационных диапазонах скоростей;

- режимы ГП с противоположными курсами без скольжения в полетной конфигурации. Режимы выполняются в эксплуатационном диапазоне высот и скоростей;

- режимы установившегося скольжения.

Определяются аэродинамические погрешности восприятия статического P_H (ΔP_a) и полного P_{H0} (ΔP_{H0a}) давлений, аэродинамические погрешности ПВД по высоте ΔH_a и скорости ΔV_a , систематические погрешности измерения углов атаки в эксплуатационном диапазоне высот и скоростей.

Производится оценка систематических погрешностей измерения температуры торможения T_m , наружного воздуха T_H , суммарные погрешности каналов измерения высоты и скорости.

На режимах скольжения определяются дополнительные погрешности измерения воздушных параметров, вызванные влиянием скольжения.

2). Определение аэродинамических погрешностей ПВД в летных испытаниях ВС на режимах торможения до скоростей сваливания. Каждый испытательный режим выполняется из зондирующего режима ГП без скольжения в соответствующей конфигурации самолета.

На режимах в исследуемых конфигурациях ЛА определяются аэродинамические погрешности ПВД по скорости, зависимости истинного угла атаки $\alpha_{ист}$ от местного $\alpha_{мест}$ (измеряемого датчиками аэродинамических углов ДАУ), значения коэффициента подъемной силы $C_y(\alpha)$.

3). Определение аэродинамических погрешностей ПВД по скорости на режимах взлета. Выполняются режимы взлета с вариацией скорости V_{LOF} (отрыва от ВПП) в допустимом диапазоне. Исследуется диапазон скоростей от 0,8 минимальной V_1 (скорость принятия решения на взлете) до максимального V_2 (безопасная скорость взлета).

Определяется зависимость между приборной и индикаторной земной скоростями на режимах разбега при взлете.

Программное обеспечение обработки результатов летных испытаний в рамках рассматриваемой технологии определяется решаемыми задачами и включает в себя программы:

- определения аэродинамических погрешностей восприятия статического, полного давлений в режимах ГП а) скоростным методом, б) барометрическим методом;
- расчета аэродинамических погрешностей ПВД по высоте и скорости в условиях стандартной атмосферы;
- оценки погрешности измерения температуры;
- определения параметров состояния атмосферы в зондирующих режимах полета;
- определения аэродинамических погрешностей ПВД на режимах скольжения;
- определения воздушных параметров, аэродинамических погрешностей ПВД на неустановившихся режимах полета;
- определения воздушных параметров, аэродинамических погрешностей ПВД на режимах взлета, посадки;
- служебные программы статистического анализа, построения функциональных зависимостей одной и более переменных и т.д.

Основные результаты испытаний представляются:

1). Для летных испытаний ЛА на режимах горизонтального установившегося полета в виде:

- относительных аэродинамических погрешностей восприятия статического давления $\frac{\Delta P_a}{P}$ в зависимости от числа M и угла атаки α : $\frac{\Delta P_a}{P} = f(M, \alpha)$;

- аэродинамических погрешностей по высоте ΔH_a и скорости ΔV_a в зависимости от приборной скорости V_{np} и высоты H : $\Delta H_a = f(V_{np}, H)$, $\Delta V_a = f(V_{np}, H)$ (H – абсолютная барометрическая высота, определяемая по статическому давлению на основании

уравнения стандартной атмосферы $H = f(P_a)$ и соответствует геопотенциальной высоте над уровнем моря в условиях стандартной атмосферы);

- зависимостей дополнительной аэродинамической погрешности по высоте, вызванной влиянием скольжения: $\Delta H_a = f(\beta)$;

- зависимостей $\alpha_{ист} = f(\alpha_{мест})$ в эксплуатационном диапазоне высот и скоростей, в различной конфигурации самолета.

Зависимости для аэродинамических погрешностей ПВД представляются в исследованных положениях механизации крыла, конфигурации самолета, в эксплуатационном диапазоне высот и скоростей для всех каналов восприятия давлений.

2). *На режимах взлета в виде:*

- полиномов зависимостей аэродинамической погрешности по скорости $\Delta V_a = f(\alpha, V_{np})$, а также зависимостей $\Delta V_a(V_{np})$, $\Delta V_a(\alpha)$ на режимах разбега при взлете.

3). *На режимах торможения в виде:*

- полиномов зависимостей аэродинамической погрешности по скорости $\Delta V_a = f(\alpha, V_{np})$, а также зависимостей $\Delta V_a(V_{np})$, $\Delta V_a(\alpha)$ на режимах торможения в исследованных конфигурациях ЛА;

- зависимостей $\alpha_{ист} = f(\alpha_{мест})$ в диапазоне больших углов атаки.

Помимо определения аэродинамических погрешностей ПВД в число задач новой технологии входит определение:

- истинных значений воздушных параметров в испытательных режимах полета (воздушной, индикаторной земной скорости, числа М, барометрической высоты, углов атаки, скольжения);

- параметров состояния атмосферы (статического давления, температуры, направления и скорости ветра).

Для траекторных измерений используется СНС GPS, которая работает с использованием системы координат WGS-84 [2]. Измеряемые параметры: координаты (высота относительно эллипсоида, геодезические широта и долгота), составляющие путевой скорости (вертикальная, горизонтальные в осях горизонтального сопровождающего трехгранника). Комплексная обработка информации от СНС и инерциальной навигационной системы (ИНС) позволяет иметь непрерывные значения этих параметров, а также истинного курса самолета с высокой точностью (погрешности с использованием дифференциального режима СНС с вероятностью $P=0,95$ в определении координат не превышают 3 - 5 м, составляющих скорости 0,2 м/с, курса 6 угл.мин).

При решении задач определения воздушной скорости, скорости ветра, аэродинамических погрешностей ПВД, использование сопровождающего ЛА трехгранника системы координат WGS-84 имеет ряд положительных качеств в сравнении с проведением измерений в прямоугольной земной системе координат, например, оптическими средствами внешне-траекторных измерений (ВТИ). Упрощаются соотношения между путевой, воздушной скоростью и скоростью ветра при принимаемой гипотезе о постоянстве и совпадении вектора скорости ветра с плоскостью горизонта. Измерение высоты полета производится относительно поверхности, незначительно отличающейся от уровневой.

Методика летных испытаний по определению величины и направления воздушной скорости, аэродинамических погрешностей ПВД в рамках рассматриваемой технологии строится из условий максимально возможного сокращения временных и пространственных расхождений в определении параметров атмосферы и проведении испытательных режимов полета ЛА, определения параметров атмосферы в зондирующих режимах полета самого испытываемого самолета.

Основные методические положения по определению аэродинамических погрешностей ПВД и ВСП с использованием КБТИ были отработаны в летном эксперименте на самолетах различного типа.

Разработанная методика оценки аэродинамических погрешностей ПВД и точностных характеристик средств определения воздушных параметров ЛА позволила:

- существенно уменьшить влияние метеоусловий на измерение кинематических параметров, упростить задачу синхронизации информационных потоков;
- более полно использовать методы комплексной обработки данных измерений;
- сократить сроки и стоимость испытаний;
- повысить качество оценивания по сравнению с применением наземных оптических средств внешне-траекторных измерений и самолета-эталоны;
- повысить качество результатов летных испытаний на неустановившихся режимах полета, например, на режимах торможения ЛА в диапазоне больших углов атаки.

2. Методы определения аэродинамических погрешностей ПВД на установившихся и неустановившихся режимах полета самолета

Методы определения погрешностей

К основным методам определения погрешностей восприятия статических давлений с использованием информационных потоков СНС, ИС следует отнести барометрический и скоростной методы.

Барометрический метод. Задача определения аэродинамических погрешностей восприятия статического давления барометрическим методом в рамках рассматриваемой технологии решается методами последовательного расширения области определения функциональной зависимости аэродинамической погрешности от воздушных параметров (давления, числа M , углов атаки, скольжения).

При определении, уточнении функциональной зависимости на каждом этапе испытаний, в расширенном диапазоне значений аргументов, используются физически обоснованные закономерности, статистические методы обработки результатов летных испытаний. В случае барометрического метода в качестве эталонных используются измеренные значения высоты полета h по данным СНС относительно земного эллипсоида системы координат WGS-84.

На режимах маловысотного полета ($h-h_0 < 500m$) истинное статическое давление определяют по граничным условиям: температуре, давлению и высоте на уровне аэродрома h_0 (данные измерений параметров на стоянке самолета при нулевой скорости движения и метеоданные аэродрома) и текущей высоте полета h с использованием уравнения статики атмосферы.

На больших высотах ($h-h_0 > 500m$) истинное статическое давление определяется в зондирующем режиме полета с минимальной приборной скоростью на основании использования поправки к измеряемому статическому давлению, полученной на режимах маловысотного полета и уточняемой по результатам летных испытаний ВС, проведенных во всем эксплуатационном диапазоне высот, скоростей, чисел M .

Скоростной метод. В основе скоростного метода лежит определение воздушной скорости, значение которой используют при расчетах истинных значений числа M , индикаторной, индикаторной земной скоростей, аэродинамических погрешностей ПВД. Воздушную скорость определяют на основании измерений вектора путевой скорости (измеренные значения по данным СНС) и вектора скорости ветра, либо по экспериментальным данным, полученным в парных режимах полета противоположными курсами.

При выполнении парных режимов полета со взаимно противоположными курсовыми углами с выдерживанием скорости и высоты истинную воздушную скорость определяют по измеряемым значениям проекций путевой скорости и значениям изменения курсового угла по данным комплексной обработки информации (КОИ) СНС и ИНС. Истинное статическое давление на высоте полета определяют по значениям полного давления, температуры торможения и истинной воздушной скорости.

Как в случае скоростного, так и в случае барометрического метода, погрешность восприятия статического давления ΔP_a определяется путем сравнения воспринимаемых ПВД значений статического давления P_H с истинными значениями атмосферного

невозмущенного давления P_∞ на высоте полета ЛА: $\Delta P_a = P_H - P_\infty$ (следует отличать от аэродинамической поправки: $\delta P_a = P_\infty - P_H$).

Комплексная обработка экспериментальных данных предполагает оценку погрешности восприятия давлений с использованием скоростного и барометрического методов. В процессе обработки данных оценивается погрешность измерения температуры воздуха бортовыми приемниками температуры торможения.

Установившиеся режимы полета

На основании полученных результатов летных испытаний с использованием скоростного и барометрического методов определяются погрешности восприятия статического ΔP_a и полного ΔP_{H0a} давлений, аэродинамические погрешности ПВД по высоте, скорости, числу M , производится оценка уровней аэродинамических погрешностей. Задача определения аэродинамических погрешностей по высоте и скорости $\Delta H_a = f(V_{np}, H)$, $\Delta V_a = f(V_{np}, H)$, обусловленных погрешностями восприятия статического давления, главным образом, сводится к определению в летном эксперименте относительных погрешностей восприятия давления в зависимости числа M , угла атаки α , конфигурации ВС:

$$\Delta P_a/P = (P_H - P_\infty)/P_H = f(M, \alpha),$$

где P_H - измеряемое значение статического давления, P_∞ - атмосферное давление невозмущенного барического поля на высоте полета самолета.

Функция $\Delta P_a/P = f(M, \alpha)$ определяет значения погрешности $\Delta H_a = f(V_{np}, H)$ и составляющей погрешности $\Delta V_a = f(V_{np}, H)$, обусловленной погрешностью восприятия статического давления, на основании уравнения статики атмосферы и функциональной зависимости земной индикаторной скорости от динамического давления. Следует отметить, что при расчете погрешности $\Delta V_a = f(V_{np}, H)$ только по значениям погрешности восприятия статического давления должна быть доказана гипотеза отсутствия потерь полного давления. В общем случае аэродинамическая погрешность ПВД по скорости должна быть определена скоростным методом.

Анализ погрешностей определения истинных значений статического давления на высоте полета ЛА, ошибок определения аэродинамических погрешностей восприятия статических давлений показывает приемлемость использования информационных потоков СНС, ИНС в задаче оценки аэродинамических погрешностей приемников воздушных давлений. При этом следует отметить необходимость использования статистических методов при определении $\Delta P_H/P_H = f(M, \alpha)$, $\Delta M = f(M, \alpha)$ и других функциональных зависимостей. Также следует использовать бортовые средства измерения давлений и температуры повышенной точности.

В табл. 1 представлены для различных значений воздушной скорости V и числа M при $H = 0$ и единичном измерении скоростным методом оценки ожидаемых погрешностей:
 - определения числа M (ΔM), истинных значений атмосферного давления P_∞ ($\Delta P_{уст}$), барометрической высоты H (ΔH);
 - аэродинамических погрешностей восприятия статического давления ΔP_a , соответственных погрешностей по высоте ΔH_a и приборной скорости ΔV_a .

Таблица 1

$V(m/c)$	25	50	75	100	125	150	175
M	0,07	0,15	0,22	0,29	0,37	0,44	0,51
$\Delta M * 10^3$	0,32	0,39	0,48	0,59	0,7	0,82	0,94
$\Delta P_{уст}$ (мм.рт.ст.)	0,2	0,21	0,22	0,26	0,32	0,41	0,52
$\Delta H(m)$	2,2	2,3	2,5	2,9	3,6	4,5	5,7
ΔP_a (мм.рт.ст.)	0,28	0,29	0,3	0,33	0,38	0,46	0,55
$\Delta H_a(m)$	3,1	3,2	3,3	3,6	4,2	5,1	6,1
$\Delta V_a(km/ч)$	4,4	2,2	1,5	1,2	1,1	1,1	1,1

При оценках принято допущение отсутствия потерь полного давления, воспринимаемого приемником полного давления. В расчетах заданные значения инструментальных погрешностей измерения параметров на уровне 2σ составляют:

- по измеряемым полному и статическому давлениям $\Delta P=0,2 \text{ мм.рт.ст.}$;
- по воздушной скорости $\Delta V=0,1 \text{ м/с}$;
- по температуре $\Delta T=1^\circ \text{К}$.

В табл. 2 в зависимости от высоты полета $h-h_0$ представлены:

- значения ожидаемых погрешностей расчета истинных значений атмосферного давления $\Delta P_{\text{ист}}$, барометрической высоты ΔH ;
- значения погрешностей $\Delta \Delta P_a$, $\Delta \Delta H_a$, получаемых на основании уравнения статики атмосферы барометрическим методом при достоверно известных граничных условиях (значениях статического давления P_0 и геометрической высоты h_0 на уровне аэродрома).

При оценках погрешностей принимается, что закон изменения температуры в зависимости от высоты определен с погрешностью $\Delta T=1 \text{ град}$ (2σ) и имеет линейный характер. Заданные значения инструментальных погрешностей на уровне 2σ составляют: по измеряемым значениям статического давления – $\Delta P=0,2 \text{ мм рт.ст.}$; по измеряемой геометрической высоте - $\Delta h=5 \text{ м}$. Если фактический закон изменения температуры в зависимости от высоты неизвестен, увеличение погрешностей $\Delta P_{\text{ист}}$, ΔH с ростом геометрической высоты $h-h_0$ может быть еще более существенным. Поэтому расчетом истинного статического давления на основании уравнения статики атмосферы при известных граничных условиях, как правило, пользуются до высот $h-h_0=500 \text{ м}$.

Таблица 2

$h-h_0$ (км)	0	1	3	6	9,1	11
$\Delta P_{\text{ист}}$ (мм.рт.ст.)	0,45	0,5	0,77	1,04	1,08	1,03
ΔH (м)	5	6,1	11,5	21,4	32	38,5
$\Delta \Delta P_a$ (мм.рт.ст.)	0,49	0,54	0,8	1,06	1,1	1,05
$\Delta \Delta H_a$ (м)	5,5	5,6	11,9	21,8	32,5	39,2

Метод определения истинного статического давления в зондирующих режимах полета испытываемого самолета, выполняемых на высоте испытательных режимов, непосредственно перед и после серии испытательных режимов, позволяет существенно снизить погрешности определения аэродинамических погрешностей ПВД на больших высотах. При небольших временных и пространственных интервалах между зондирующим и испытательным режимами в расчетах аэродинамических погрешностей практически исключаются остаточные систематические погрешности датчиков давления, уменьшаются погрешности измерения перепада высот средствами траекторных измерений, снижается влияние факторов изменчивости параметров атмосферы на получение результатов.

Анализ погрешностей измерения и экспериментальные данные позволяют сделать выводы:

= рекомендуется использование барометрического метода определения аэродинамических погрешностей ПВД в рамках рассматриваемой технологии с применением зондирующих режимов полета на больших высотах;

- ошибки определения аэродинамических погрешностей по высоте составляют менее 2м на малой высоте ($H=0$) и менее 10м в диапазоне высот до $H=12100 \text{ м}$;
- должны быть использованы статистические методы решения задачи.

Неустановившиеся режимы полета

Элементы скоростного и барометрического методов использовались и в решении задачи определения воздушных параметров, аэродинамических погрешностей ПВД на неустановившихся режимах полета. В этом случае в основу технологии определения действительных значений воздушных параметров были положены принципы:

- максимального использования для решения задачи штатных бортовых средств пилотажно-навигационного оборудования в комплексе с применением спутниковых средств измерения траекторных параметров;
- определения параметров атмосферы в зондирующем режиме полета испытываемого самолета;
- уменьшения влияния изменчивости параметров атмосферы на результаты определения воздушных параметров путем сокращения временных (пространственных) интервалов между зондированием атмосферы и испытательным режимом;
- минимальных требований к выполнению испытательного режима для определения воздушных параметров;
- определения аэродинамических погрешностей ПВД с последующим их использованием для уточнения, определения воздушных параметров в подобных режимах полета.

В отличие от случая стационарного движения, в летных испытаниях ВС на неустановившихся режимах полета для решения задачи требуется повышенная частота регистрации параметров и более высокая точность синхронизации потоков информации от различных систем. При исследовании режимов с малыми скоростями предъявляются повышенные требования к измерению динамического давления.

С целью повышения результативности, точности и надежности результатов летного эксперимента на этапе наземных и летных испытаний по определению аэродинамических погрешностей ПВД в горизонтальном установившемся полете ВС (до проведения испытаний на неустановившихся режимах полета) должны быть получены исходные данные по законам коррекции ошибок восприятия давлений и температуры, систематическим погрешностям измерения параметров бортовыми средствами пилотажно-навигационного оборудования. При известных инструментальных погрешностях используемой аппаратуры, законах коррекции ошибок восприятия давления, температуры в горизонтальном установившемся полете, задача зондирования атмосферы в летных испытаниях ВС на неустановившихся режимах полета существенно упрощается. Для определения параметров состояния атмосферы (давления, температуры, вектора скорости ветра) достаточно непосредственно перед испытательным режимом выполнить горизонтальную площадку (ГП) без скольжения с выдерживанием высоты и скорости. Зондирование атмосферы непосредственно перед испытательным режимом полета позволяет значительно снизить влияние факторов изменчивости параметров атмосферы на результаты определения воздушных параметров в испытательном режиме полета, повысить качество результатов эксперимента.

Основной гипотезой, принимаемой в расчетах истинной воздушной скорости и аэродинамических углов является пространственно – временное постоянство вектора скорости ветра при выполнении испытательного режима.

Безусловно, представленный алгоритм решения задачи в части определения воздушной скорости с использованием зондирующего режима в виде ГП непосредственно перед испытательным режимом может иметь альтернативные решения. Например, вектор скорости ветра может быть определен в зондирующем режиме полета в виде пары горизонтальных площадок противоположными курсами без скольжения с одинаковой скоростью. Такое решение, как правило, принимается, когда испытательный режим выполняется в конфигурации ЛА с неизвестными законами коррекции ошибок восприятия давлений в горизонтальном полете. Однако в данном случае увеличение временного интервала между зондирующим и испытательными режимами приводит к повышенным ошибкам результатов из-за пространственно – временной изменчивости состояния атмосферы.

Задача также может быть решена с использованием скоростного метода в случае выполнения подобных испытательных режимов противоположными курсами. Однако при этом накладываются очень жесткие, трудно выполнимые для летчика требования к идентичности выполнения пары испытательных режимов.

Определенные зависимости для аэродинамических погрешностей ПВД и зависимости $\alpha_{ист} = f(\alpha_{мест}, M)$ позволяют уточнить результаты определения воздушных параметров в исследуемых режимах полета, снизить разброс результатов эксперимента, обусловленный изменчивостью параметров атмосферы, и могут быть использованы для определения воздушных параметров в подобных режимах без средств измерения траекторных параметров.

При определении аэродинамической погрешности ПВД по скорости существенное значение имеет вид представления функциональной зависимости.

Для горизонтального установившегося полета при фиксированном весе G и конфигурации самолета аэродинамическая погрешность по скорости может быть представлена зависимостью $\Delta V_a = f(V_{is}, P_H) = f(V_{is}, H)$. В функциональной зависимости H – абсолютная барометрическая высота, определяемая по статическому давлению на основании уравнения стандартной атмосферы $H = f(P_H)$ и соответствует геопотенциальной высоте над уровнем моря в условиях стандартной атмосферы. В таком виде, как правило, представляют результаты летных испытаний по определению аэродинамических погрешностей ПВД в стационарных режимах полета. В случае неустановившегося режима полета функция $\Delta V_a = f(V_{is}, P_H) = f(V_{is}, H)$ не будет однозначной. В общем случае движения, когда коэффициенты восприятия статического, полного давлений ПВД могут быть определены стационарным приближением, аэродинамическая погрешность ПВД по скорости при фиксируемой конфигурации ЛА представляется функциональной зависимостью $\Delta V_a = f(\alpha, \beta, M, P_H)$. При небольших значениях числа M , в случае режимов полета без скольжения, например, режимов торможения с большими углами атаки, задача по существу сводится к определению зависимости $\Delta V_a = f(\alpha, V_{np})$ на высоте выполнения режимов для фиксированных конфигураций ЛА.

Следует учитывать, что при передаче давлений от приемников ПВД к датчикам давления с использованием пневматических трубопроводов в случае неустановившихся режимов полета могут иметь место значительные искажения давлений, приводящие к дополнительной нестабильности определяемых аэродинамических погрешностей и функциональных зависимостей. Коэффициенты запаздывания передачи давлений в трактах полного и статического давлений необходимо определить в наземных испытаниях перед проведением полетов. По полученным значениям должна быть выполнена оценка значимости влияния факторов запаздывания на стабильность аэродинамических погрешностей в исследуемых режимах полета.

Необходимо отметить, что в общем случае неустановившегося движения ВС рассматриваемая технология без каких-то особых требований к выполнению испытательного режима позволяют определять действительные значения воздушных параметров. Постановка же задачи определения аэродинамических погрешностей ПВД в стационарном приближении, в первую очередь, относится к движению ЛА с медленно меняющимися параметрами движения.

Методические вопросы, алгоритмы расчета воздушных параметров, аэродинамических погрешностей ПВД были отработаны в летных испытаниях самолетов ВС на режимах торможения до скоростей сваливания.

Анализ составляющих ошибок, опытные данные, показали, что использование изложенных методических подходов решения задачи определения аэродинамических погрешностей ПВД на неустановившихся режимах полета, в рамках рассматриваемой технологии, позволяет в типовых летных испытаниях самолета на режимах торможения в диапазоне больших углов атаки получить значения ошибок определения аэродинамических погрешностей по скорости, составляющей не более 2км/ч. При этом, также как в случае определения характеристик восприятия давлений в стационарных режимах полета, должны быть использованы статистические методы решения задачи. Ввиду возможного негативного влияния факторов нестабильности ветровых

характеристик атмосферы, количество режимов должно уточняться в процессе испытаний в зависимости от получаемых результатов.

Методические подходы, подобные изложенным, были использованы и в задаче определения индикаторных земных скоростей, аэродинамических погрешностей ПВД на режимах взлета, посадки самолета.

Основной задачей, решаемой при определении аэродинамических погрешностей ПВД на режимах взлета, посадки самолета, является установление зависимости между приборной V_{np} и индикаторной земной скоростью V_{iz} . Зависимость $V_{iz}=f(V_{np})$ является неоднозначной и определяется погрешностями восприятия полного и статического давления. При этом задача сводится к определению зависимости $\Delta P_{дин}/q=(\Delta P_{Н0}-\Delta P_{Н})/q=f(\alpha, h_z)$, или $\Delta V_a=f(V_{np}, \alpha, h_z)$, где $\Delta V_a=V_{np}-V_{iz}$.

На режимах взлета (посадки) зависимость $V_{iz}=f(V_{np})$ целесообразно определить функцией $\Delta V_a=f(V_{np}, \alpha, h_z)$ приборной скорости, угла атаки α и геометрической высоты h_z (относительно подстилающей поверхности), а на режимах разбега (пробега) - функцией $\Delta V_a=f(V_{np}, \alpha)$. Указанные представления погрешности по скорости позволяют достаточно просто произвести расчет V_{iz} по значениям V_{np}, α, h_z (или по значениям V_{np}, α на режимах разбега, пробега).

Полнота решения задачи в данном случае обеспечивается при проведении летных испытаний самолета на режимах взлета, посадки после этапа определения аэродинамических погрешностей ПВД на установившихся режимах полета в эксплуатационном диапазоне высот и скоростей (на высотах больших размаха крыла) и режимах торможения до скоростей сваливания. При этом задача установления зависимости между приборной и индикаторной земной скоростями может быть решена на основе использования барометрического метода с использованием характеристик восприятия полного, статического давлений в условиях безграничной среды. Решение может быть получено не только на режимах разбега (пробега) но и на воздушных участках взлета, посадки самолета путем выделения составляющей погрешности восприятия статического давления, обусловленной влиянием экрана. Использование барометрического метода в решении задачи определения индикаторных земных скоростей на режимах взлета, посадки самолета существенно повышает результативность летного эксперимента. При этом результаты, полученные скоростным методом, объем и качество которых ограничены условиями состояния атмосферы, могут рассматриваться как контрольные.

3. Отработка технологии определения аэродинамических погрешностей ПВД в летных испытаниях ЛА с применением КБТИ

Технология определения аэродинамических погрешностей ПВД была отработана в летных испытаниях целого ряда ЛА. С применением технологии были проведены сертификационные испытания в части оценки средств определения воздушных параметров, средств вертикального эшелонирования самолетов Ил-96Т ОАО АК им. С.В. Ильюшина; Ту-214, Ту-334, Ту-204-300 ОАО «Туполев»; АН-140, АН-70 АНТК им. О.К. Антонова; Бе-200, Бе-200ЧС ТАНТК им. Г.М. Бериева, М-101Т «Гжель» ЭМЗ им. В.М. Мясищева, вертолета АНСАТ ОАО «КВЗ» и др. Для оценки средств вертикального эшелонирования испытания самолетов Ту-214, Ту-204-300, АН-140, Бе-200ЧС, М-101Т «Гжель» были проведены на трех экземплярах ВС типовой конструкции.

Методические вопросы, алгоритмы расчета воздушных параметров, аэродинамических погрешностей ПВД на неустановившихся режимах полета и режимах взлета наиболее полно были отработаны в летных испытаниях самолетов Ту-334, Ту-204-300, Бе-200ЧС. С использованием результатов определения воздушных параметров, аэродинамических погрешностей ПВД на режимах торможения ВС с большими углами атаки были определены значения минимальных и минимально допустимых скоростей полета, значения коэффициента подъемной силы, соответствующие началу сваливания

самолета $C_{усв}$, предельно-допустимые в нормальной летной эксплуатации самолета значения коэффициента подъемной силы $C_{удон}$ и т.д.

Уже первые опыты на самолетах Ил-96Т, Ту-214 показали, что использование новой технологии позволяет не только определить уровень аэродинамических погрешностей ПВД, но и описать аэродинамическую погрешность восприятия статического давления функцией воздушных параметров при достаточно ограниченном объеме экспериментальных данных. При отработке технологии для самолета Ту-214 было проведено сравнение значений аэродинамических погрешностей с ранее полученными данными при использовании самолета-эталона методом полета в паре и была показана сходимость результатов. Результаты летных испытаний самолета ИЛ-96Т, определенные законы коррекции ОВСД, были одобрены FAA, и был получен соответствующий сертификат.

По результатам летных испытаний различных ВС следует отметить, что зависимость относительной погрешности восприятия статического давления $\Delta P_d/P=f(M,\alpha)$ от угла атаки может быть достаточно существенной и ей не всегда можно пренебречь. В частности, законы коррекции ошибок восприятия статического давления, определенные для самолета Ил-96Т, были представлены и реализованы в системах воздушных данных именно как функции давления, числа M и угла атаки.

В целом, результаты исследований, большой объем экспериментальных данных, полученных с использованием технологии с 1998 г., подтвердили эффективность ее применения для решения задач определения воздушных параметров, аэродинамических погрешностей ПВД, оценки погрешностей средств ВСП, СВЭ в летных испытаниях авиационной техники. На основании полученного опыта можно говорить о новом качестве и большой перспективе развития рассматриваемых средств и методов в проведении летных испытаний новой авиационной техники и бортового оборудования.

В качестве иллюстрации на рис. 2 - 7 показаны некоторые характерные результаты, полученные в летных испытаниях самолетов Ту-214, Бе-200ЧС, М-101Т «Гжель» по определению аэродинамических погрешностей ПВД на установившихся режимах полета с использованием КБТИ.

На рис. 2, 3 показаны результаты определения аэродинамических погрешностей ПВД в летных испытаниях самолета Ту-214 с использованием КБТИ и самолета – эталона. Результаты, полученные с использованием КБТИ (рис. 2, рис. 3), представлены в виде экспериментальных значений и функциональных зависимостей аэродинамической погрешности восприятия статического давления $\Delta P_d/P=f(M,\alpha)$ при фиксированных значениях истинного угла атаки α . Экспериментальные данные, полученные с использованием самолета-эталона при $H=6000-9000$ м (рис. 2), представлены в виде значений $\Delta P_d/P=f(M)$.

В качестве примера сильно выраженной зависимости $\Delta P_d/P=f(M,\alpha)$ от угла атаки на рис. 4 представлены результаты для самолета Бе-200ЧС.

Рис. 5 иллюстрирует сходимость результатов определения погрешностей восприятия статического давления, полученных скоростным и барометрическим методом в летных испытаниях самолета М-101Т «Гжель».

По результатам анализа экспериментальных данных, полученных скоростным и барометрическим методами на различных типах воздушных судов, следует отметить, что гипотеза отсутствия потерь полного давления, воспринимаемого приемником ПВД, выполняется не всегда. В этом случае аэродинамические погрешности ПВД по высоте представляются по результатам использования барометрического метода, а погрешности по скорости – на основании использования скоростного метода. Пример такого представления $\Delta H_a=f(V_{np},H)$, $\Delta V_a=f(V_{np},H)$ по результатам летных испытаний самолета Бе-200ЧС показан на рис. 6, 7. Аэродинамические погрешности по высоте соответствуют зависимости $\Delta P_d/P=f(M,\alpha)$, представленной на рис. 4.

Авторы приносят искреннюю благодарность И.В. Малаховой и О.Ю Горшковой за помощь в подготовке рукописи.

Литература

1. Харин Е.Г., Бельфор Г.Е., Лебедев Б.В., Цветков П.М. и др. Летные испытания систем пилотажно-навигационного оборудования, Москва. «Машиностроение». 1986 г.
2. Руководство по Всемирной Геодезической Системе – 1984 (WGS-84) Международная организация гражданской авиации 1997 г. (doc 9674).
3. Харин Е.Г. Комплексная обработка информации навигационных систем летательных аппаратов. Москва. Изд-во МАИ. 2002 г.