

**АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРИЁМНИКОВ
БОРТОВЫХ АЭРОМЕТРИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ САМОЛЕТОВ**

Для пилотирования и навигации летательных аппаратов (ЛА) используется информация о параметрах полета, характеризующих движение ЛА относительно воздушной среды [1,2], к которым относятся: барометрическая высота, приборная скорость и число Маха (M) полета, углы атаки (α) и скольжения (β). Основными потребителями перечисленных параметров полета на борту ЛА являются [1,2,3]: системы индикации и записи параметров полета, системы автоматического и директорного управления полетом ЛА (система дистанционного управления, системы улучшения устойчивости и управляемости, система ограничительных сигналов и т.д.), системы автоматического управления входными устройствами силовой установки. Учитывая значительную роль бортовых систем в обеспечении выполнения задач, решаемых экипажем ЛА, одним из актуальных направлений исследований является повышение точности и надежности измерения высотно-скоростных параметров (ВСП) полета и величин аэродинамических углов. Кроме того, уточнение измеряемых параметров может привести к расширению области эксплуатационных режимов полета, что в конечном итоге ведет к улучшению тактико-технических характеристик ЛА. Повышение точности и расширение диапазона измерений параметров полета необходимо при внедрении перспективных бортовых систем управления полетом [3,4]. В настоящее время точность измерения высотно-скоростных параметров полета и величин аэродинамических углов определяется, в основном, не инструментальными погрешностями приборов и измерительных систем, а аэродинамическими и динамическими погрешностями [2,5].

Аэродинамические погрешности измерения параметров полета обусловлены особенностями обтекания самолета потоком воздуха в местах установки соответствующих приемников и датчиков. Наиболее существенными среди них являются аэродинамические погрешности измерения воздушного давления и углов атаки (скольжения) [2,5].

Аэродинамические погрешности датчиков бортовой системы измерения аэродинамических углов возникают вследствие разности местного и набегающего потоков воздуха. Данные погрешности являются основными для датчиков, установленных на корпусе самолета, в отличие от датчиков, установленных на выносных штангах, для которых характерны погрешности, вызванные аэроупругими деформациями штанги [2,5]. Аэродинамические погрешности измерения углов атаки и скольжения учитываются при тарировке датчиков.

Полное и статическое давление измеряется с помощью приемников воздушного давления (ПВД). Погрешностью измерения полного давления, в эксплуатационном диапазоне углов атаки, можно пренебречь, так как она довольно мала [5]. Измерению статического давления с помощью ПВД присуща аэродинамическая погрешность, обусловленная влиянием фюзеляжа и других элементов ЛА на поле статического давления в районе установки ПВД. Вследствие этого требуется введение поправок на искажение местного давления. Эти поправки в практике летных испытаний авиационной техники получили название аэродинамических [5,6].

Необходимо отметить, что на свободнолетающих моделях (СЛМ) самолетов

[7,8], а также в перспективных системах воздушных сигналов маневренных ЛА [9], для восприятия статического давления используют отверстия на поверхности носовой части фюзеляжа. Местоположение отверстий отбора статического давления существенным образом влияет на градуировочные зависимости аэрометрической системы. Поэтому определение аэродинамических погрешностей необходимо также для решения задачи рационального размещения отверстий отбора статического давления уже на этапе проектирования ЛА.

В настоящее время аэродинамические поправки к показаниям аэрометрических приборов определяются на основе физического моделирования: летных испытаний и продувок в аэродинамических трубах (для СЛМ). Высокие требования к точности определения аэродинамических поправок ведут к большим материальным и временным затратам. Поэтому одним из перспективных направлений является применение методов математического моделирования для определения аэродинамических поправок.

Относительная аэродинамическая поправка к величине измеренного статического давления равна по модулю и противоположна по знаку коэффициенту давления в осредняющей камере статического давления – $C_{D\dot{P}}/\dot{P}$. Следовательно, для заданной конфигурации самолета с ПВД, задача расчета аэродинамических поправок сводится к определению зависимости коэффициента осредненного, по значениям в точках отбора воздуха в статическую камеру, давления от параметров полета.

Расчет калибровочных характеристик бортовых датчиков углов атаки (ДУА) флюгерного типа сводится к определению функциональной зависимости $\alpha_M(\alpha)$ для разных чисел Маха полета самолета. Учитывая, что флюгарки датчиков находятся на расстоянии от поверхности самолета, влиянием пограничного слоя можно пренебречь. Тогда, местный угол атаки α_M равняется углу между проекцией вектора местной скорости течения газа на плоскость вертикальной симметрии ЛА и продольной осью самолета. Векторы местной скорости течения газа могут быть определены на основе моделирования обтекания ЛА. Итак, проводя моделирование обтекания самолета для разных чисел M и α , возможно определение тарировочных зависимостей $\alpha_M(\alpha, M_\infty)$.

Таким образом, численное определение аэродинамических поправок ПВД и тарировочных кривых бортовых датчиков аэродинамических углов флюгерного типа сводится к расчету параметров течения газа на поверхности ЛА. Для моделирования обтекания ЛА дозвуковым потоком газа применен усовершенствованный панельный метод низкого порядка, основанный на численном решении граничного интегрального уравнения относительно потенциала возмущенных скоростей φ

$$\varphi = \frac{1}{2\pi} \iint_S \varphi \frac{\partial}{\partial n} \frac{1}{r} dS - \frac{1}{2\pi} \iint_S \frac{\partial \varphi}{\partial n} \frac{1}{r} dS, \quad (1)$$

где n – нормаль к поверхности ЛА S ; r – расстояние между точкой интегрирования и точкой, где определяется φ .

Интегральное уравнение (1) решается сеточно-проекционным методом, позволяющим добиться консервативности численной модели и равномерной сходимости решения по числу панелей. Квадратурные формулы вычисления сингулярного интеграла приведены в работе [10]. Для учета влияния сжимаемости воздуха используется обобщенное правило Прандтля-Глауэрта [11].

При применении численных методов для анализа аэродинамических погрешностей аэрометрической системы измерения параметров полета возникает вопрос о точности вычисления аэродинамических поправок к статическому давлению при заданных погрешностях определения аэродинамических поправок к параметрам полета. Соотношения, связывающие погрешности определения аэродинамической поправки к статическому давлению $\Delta\delta P_a$ с погрешностями аэродинамических поправок к высоте $\Delta\delta H_a$, скорости $\Delta\delta V$ и числу M полета $\Delta\delta M_a$, получаются дифференцированием градуировочных формул [5,6] и приведены в работе [12]. Результаты расчетов относительной погрешности вычисления коэффициента давления $\overline{\overline{\tilde{N}_{D\dot{I}\ddot{N}\ddot{A}}}}$ для ПВД-18-1 приведены в таблице 1. Анализ приведенных данных показывает, что при заданном значении $\Delta\delta H_a$, равном 3 м, точность определения аэродинамической поправки к статическому давлению должна повышаться с увеличением высоты полета. Следует, также отметить, что при заданном значении $\Delta\delta M_a$ с увеличением числа M полета требования к точности вычисления величины $\Delta\delta P_a$ уменьшаются.

Таблица 1 – Относительные погрешности коэффициента давления $\overline{\overline{\tilde{N}_{D\dot{I}\ddot{N}\ddot{A}}}}$

$H, \text{ км}$	0			11		
M	0.2	0.6	0.9	0.2	0.6	0.9
$\overline{\overline{\Delta\delta H_a = 0.05}}$	-0.0421	-0.0465	-0.0753	-0.0548	-0.0424	-0.0647
$\overline{\overline{\Delta\delta V_a = 0.05}}$	0.1487	0.1352	0.1858	0.6234	0.5563	0.8548
$\overline{\overline{\Delta\delta M_a = 0.05}}$	0.0554	0.0501	0.0743	0.0741	0.0643	0.0813

Проведенные исследования показали достаточную для практических целей точность определения аэродинамических погрешностей приемников аэрометрических систем серийных самолетов путем численного моделирования. Для примера на рис. 1 показано сравнение аэродинамических поправок ПВД скоростного самолета, полученных расчетным путем (сплошная линия) с данными летных испытаний. Поверхность ПВД, при численном моделировании, аппроксимировалась 240 панелями, а носовая часть самолета – 720 панелями. Результаты расчета тарировочной зависимости датчика угла атаки ДУА-3, установленном на самолете гипотетическом самолете с крылом со стреловидностью по передней кромке 47.7° , \square показаны на рисунке 2 сплошной линией.

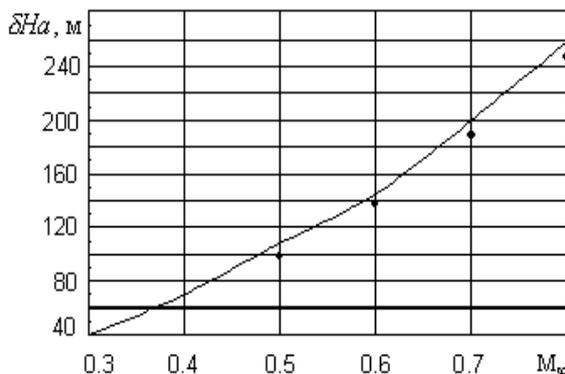


Рисунок 1 – Аэродинамические поправки выносного ПВД самолета

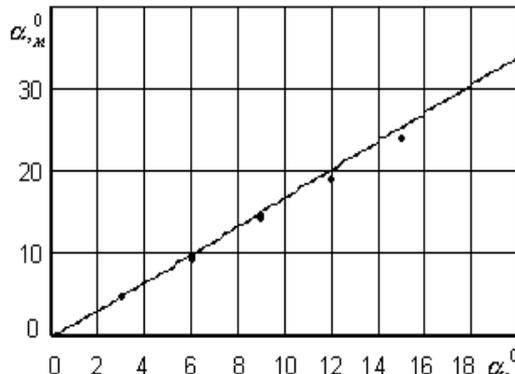


Рисунок 2 – Тарировочная зависимость ДУА-3А

На этом же рисунке показаны данные летных испытаний. Анализ расчетных данных показывает, что в сравнении с данными летных испытаний, погрешности результатов расчета составляют:

- до 4.5 % при определении аэродинамических поправок выносных ПВД;
- до 6 % при определении тарировочных зависимостей датчика угла атаки ДУА-3.

Были также проведены численные расчеты аэродинамических погрешностей аэрометрической системы свободнолетающей модели самолета, изображенной на рис. 3.

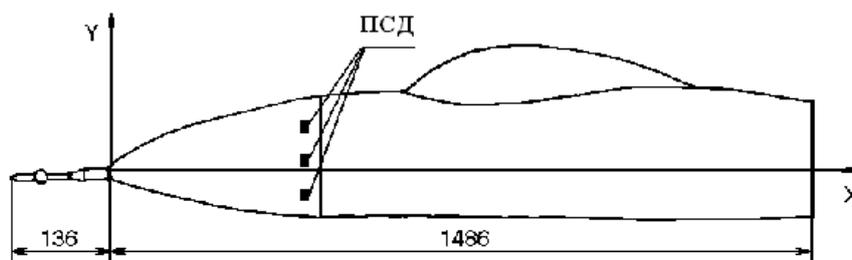


Рисунок 3 – Носовая часть СЛМ

На рисунке 4 приведены градуировочные зависимости аэрометрической системы СЛМ. Кривая 1 соответствует результатам расчетов, полученных при представлении носовой части СЛМ в виде конуса, основание которого замкнуто полуэллипсоидом вращения (120 панелей). Кривая 2 – расчетные данные с использованием полной геометрической модели носовой части СЛМ (720 панелей). Кривая 3 – градуировочная зависимость из работы [13], полученная путем физического моделирования в аэродинамической трубе.

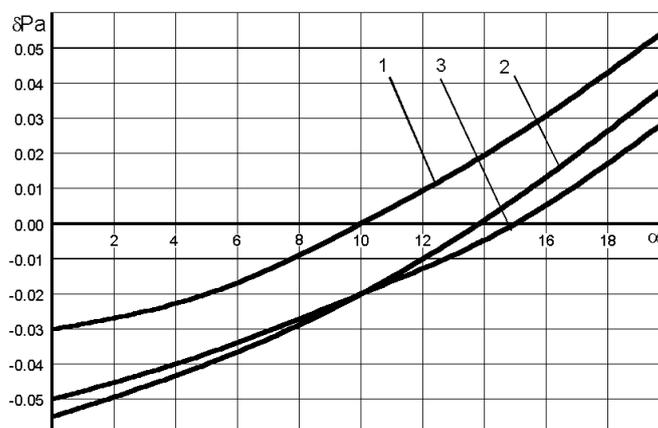


Рисунок 4 – Расчетные и экспериментальные градуировочные кривые

Сравнение расчетных и экспериментальных данных показывает, что применение численной модели обтекания носовой части СЛМ позволяет получать градуировочные характеристики аэрометрической системы, которые удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными.

Одной из важнейших задач проектирования аэрометрических систем является выбор местоположения приемников статического давления (ПВД) на фюзеляже дозвукового самолета с винтовыми двигателями. Существенное влияние на распределение давления в местах установки ПВД оказывают режим работы воздушных винтов (ВВ) и

отклонение закрылков [14]. Для примера на рисунке 5 приведена зависимость $C_p(x)$ при различных углах отклонения закрылка δ_C в случае высоконагруженного воздушного винта ($\varphi_{AA}=36^0$). Анализ данных, приведенных на этом рисунке, показывает, что при $\delta_C=20^0$ изменение x на 110 мм вызывает увеличение C_p на 0,0125. Следует отметить, что режим высокой нагрузки ВВ и отклонение закрылков используется только на взлетно-посадочных режимах, когда скорость полета ЛА намного меньше крейсерской. Точность показаний аэрометрических приборов на этих режимах полета невысока по причине малости скоростного напора. Поэтому на этих режимах трудно достичь постоянства аэродинамических поправок к показаниям аэрометрических приборов. С учетом вышесказанного, поиск местоположения ПСД, при котором обеспечилось бы постоянство или незначительное изменение аэродинамических поправок, необходимо осуществлять для крейсерских режимов полета ЛА.

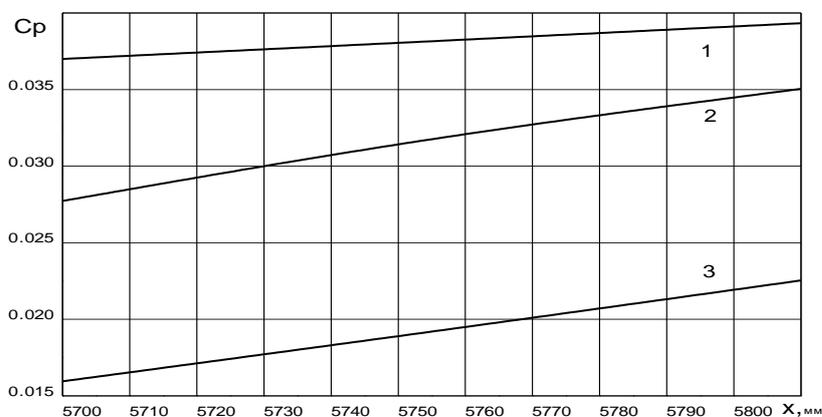


Рисунок 5 – Изменение избыточного коэффициента давления по левому меридиональному сечению фюзеляжа в районе установки ПСД при $\alpha=0^0$, $\beta=0^0$, $\varphi_{AA}=36^0$
 кривая 1 – $\delta_C=30^0$, кривая 2 – $\delta_C=20^0$, кривая 3 – $\delta_C=10^0$

Таким образом, проведенные исследования показали возможность применения вычислительных методов аэродинамики для расчета аэродинамических погрешностей и определения рационального местоположения приемников бортовой аэрометрической системы измерения параметров полета самолета. Усовершенствованный панельный метод обеспечивает достоверные результаты расчета аэродинамических погрешностей в докритических диапазонах изменения углов атаки и числа Маха полета. Применение методов математического моделирования для аэродинамического анализа и проектирования приемников аэрометрических приборов позволяет при меньших, по сравнению с существующими экспериментальными методами, временных и материальных затратах выполнить широкие параметрические исследования по повышению точности и достоверности измерения параметров полета, что в конечном итоге позволяет повысить эффективность использования ЛА.

Литература

1. Богданов М.В., Медведев В.В. Информационные комплексы высотно-скоростных параметров. – Харьков: ХВВАИУ, 1987. – 71 с.
2. Авиационные приборы и навигационные системы. Под ред.

О.А. Бабича. М.: ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1981. – 647 с.

3. Красовский А.А., Вавилов Ю.А., Сучков А.И. Системы автоматического управления летательных аппаратов. – М.: ВВИА им. Н.Е.Жуковского, 1986. – 478 с.

4. Буков В.Н. Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом. – М.: Наука, Гл. ред. физ. – мат. лит., 1987. – 232 с.

5. Пашковский И.М., Леонов В.А., Поплавский Б.К. Летные испытания самолетов и обработка результатов испытаний. – М.: Машиностроение, 1985. – 416 с.

6. Калинин Б.В. Летные характеристики самолетов с ГТД. – М.: Машиностроение, 1986. – 144 с.

7. Вершинин И.Д., Коваленко А.Н., Небурчилов С.А. Математическая модель приемника для определения числа Маха и направления скорости потока // Ученые записки ЦАГИ.–М.: ЦАГИ, 1986, т.17, №6.– С. 116-120.

8. Милютичева В.Н., Петунин А.Н. Пневмометрический метод определения параметров полета летательных аппаратов с конической и оживальной носовыми частями // Ученые записки ЦАГИ.–М.:ЦАГИ, 1986, т.17, №5 – С. 79-85.

9. Whitmore Stephen A. Development of a pneumatic high-angle-of-attack flush airdata sensing system. // SAE Techn. Pap. Ser., 1991, № 911242 – pp. 1-31.

10. Калкаманов С.А., Ляховский Ю.В. К вычислению среднеинтегрального значения скорости от вихревого отрезка // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. Сборник научных трудов. Выпуск 32(1). – Харьков: НАКУ, 2003, С. 45-47.

11. Калкаманов С.А., Лебедь В.Г. К решению задачи Неймана для нелинейного эллиптического уравнения // Проблемы прикладной аэромеханики. – Харьков: Изд-во “Высшая школа”, 1991. – С. 9-11.

12. Калкаманов С.А., Ляховский Ю.В. К точности определения аэродинамических поправок к показаниям аэрометрических приборов воздушных судов // Вопросы проектирования и производства конструкций ЛА. Темат. сборник научных трудов ХАКУ (ХАИ). Вып. 3, Харьковский авиационно-космический университет, 1998., С. 79-81.

13. Мартынов А.К., Яценко В.А., Головкин М.А. и др. Результаты испытаний различных модификаций носовой части фюзеляжа свободнолетающей модели самолета Т-10С по определению градуировочных коэффициентов приемников воздушного давления. /Научно-технический отчет. Г. ЦАГИ, 1986. – 66 с.

14. Калкаманов С.А., Ляховский Ю.В. Выбор местоположения приемников статического давления на корпусе фюзеляжа самолета с винтовыми двигателями с помощью численного моделирования.//Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии.–НАКУ«ХАИ»,2003.–Вып.21. – С. 72-75.

УДК 629.7.016.52

Аніпко О.Б., Калкаманов С.А.

АЕРОДИНАМІЧНИЙ АНАЛІЗ ТА ПРОЕКТУВАННЯ ПРИЙМАЧІВ БОРТОВИХ АЕРОМЕТРИЧНИХ ПРИЛАДІВ ЛІТАКІВ

Робота присвячена обґрунтуванню можливості застосування методів математичного моделювання для аеродинамічного аналізу та проектування приймачів бортових

аерометричних приладів. Наведено приклади розрахунку аеродинамічних поправок до показань аерометричних приладів літаків різного призначення.