

ИССЛЕДОВАНИЕ СТАТИЧЕСКИХ И ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОЦЕССА ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ АТМОСФЕРЫ В ПРИЕМНИКЕ ВОЗДУШНОГО ДАВЛЕНИЯ

Костюков В.М.* , Чан К.Д.**

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

* e-mail: kost_slv@mail.ru

** e-mail: tranduc@mail.ru

На основании моделей турбулентного обтекания самолета построены процессы, описывающие изменения давлений от точки, соответствующей атмосферному давлению, до давления в приемном отверстии приемника воздушных сигналов и далее до давления в точке расположения чувствительного элемента датчика давления. Разработанные математические модели, с учетом обоснованных ранее моделей турбулентности обтекания самолета, позволяют в наиболее полной форме решать задачи компенсации статического и динамического искажения при измерении $p_{ст}$, которое является наиболее трудно измеряемым давлением и то же время требующим наиболее точного измерения. В бортовой цифровой вычислительной машине системы воздушных сигналов эти компенсации по найденным моделям достаточно просто реализуются программными средствами.

Ключевые слова: статическое давление, приемник воздушного давления, статическая и динамическая модель искажений, системы воздушных сигналов самолета.

Введение

Работа системы воздушных сигналов (СВС) самолета предполагает использование измерений статического и динамического давления атмосферы, воздействующего на самолет. Вид конструкции приемника воздушного давления (ПВД) и место установки его на самолете в настоящее время во многом решается с помощью экспериментальных исследований в аэродинамической трубе [1, 2].

С развитием вычислительной техники появилась возможность спрогнозировать распределение давления на поверхности самолета в зависимости от конструкции самолета, условий полета и вектора состояния самолета [3, 4]. Нахождение распределения давления на поверхности самолета с помощью современных компьютерных программ является актуальной задачей, позволяющей продвинуться в математическом проектировании СВС и существенно сократить объем экспериментальных исследований, обеспечивая высокую точность измерения за счет более детализированных моделей процесса измерения.

Рассчитав распределение давления по корпусу самолета с учетом изменения, обусловленного изме-

нениями углов атаки и скольжения, скорости, числа Рейнольдса и т.д, можно оптимизировать точку установки ПВД и дать теоретический расчет погрешностей тракта измеряемого давления, что далее позволяет программно компенсировать их в бортовой цифровой вычислительной машине (БЦВМ) СВС.

Целью данной работы является построение статических и динамических моделей процессов в приемнике воздушного давления.

1. Разработка статической модели

1.1. Исследование влияния конструкции самолета на обтекание самолета в предполагаемой области размещения ПВД

С помощью разработанной модели турбулентности [5], на основе сравнения расчетных характеристик самолета в комплексной программе Ansys Fluent (лицензия 00632255) и экспериментальных данных по этому самолету [6], проведены расчеты обтекания известного самолета (фюзеляж+крыло+оперение) и обтекания носовой части фюзеляжа (где предположительно находится область установки ПВД).

На рис. 1 представлена геометрия полной компоновки и носовой части фюзеляжа самолета .

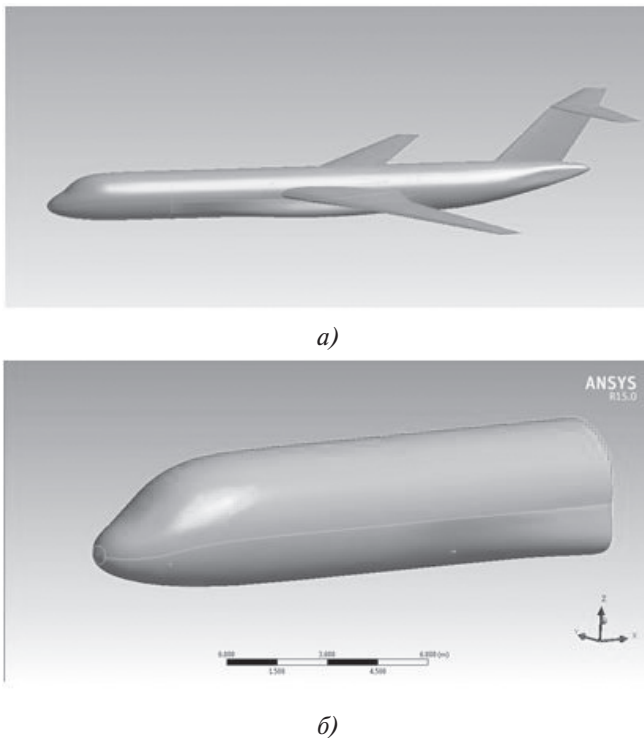


Рис. 1. Геометрия самолета и носовой части его фюзеляжа: *a* — полная компоновка самолета ($L_{\text{ф}} = 42,33$ м, $D_{\text{мак ф}} = 3,8$ м, $L_{\text{кр}} = 37,55$ м); *б* — носовая часть фюзеляжа ($L_{\text{носсовая часть}} = 18$ м)

Рассчитано обтекание целой конструкции самолета и его части с числом Маха $M = 0,6$ с углами

$\alpha = 0 \dots 20^\circ$ на высоте $H = 10$ км. В работе рассмотрено распределение давления по контуру по поперечным сечениям фюзеляжа (на расстоянии от носа фюзеляжа $X = 1, 5, 10, 15$ м).

На рис. 2 и 3 представлены распределения давления по контуру по поперечным сечениям фюзеляжа при обтекании с числом Маха $M = 0,6$ с различными углами атаки.

Разница расчетных характеристик между обтеканиями полной компоновки и носовой части фюзеляжа не превышает 1% для $X \leq 12$ м, и только для $X = 15$ м несовпадение около 6%. Вследствие этого можно сказать, что распределение давления по носовой части самолета не зависит от наличия других задних частей по потоку.

Вследствие вышеуказанного, при определении мест размещения приемников воздушного давления использовалась упрощенная геометрия самолета, содержащая носовую часть фюзеляжа, и расчетная область была уменьшена до минимально возможных размеров, расчетная сетка построена с хорошим разрешением у фюзеляжа самолета (область пограничного слоя). Такая постановка задачи позволила существенно сократить объем вычислительных работ, связанных с непосредственным расчетом обтекания самолета при различных углах атаки и скольжения и при различных числах Маха.

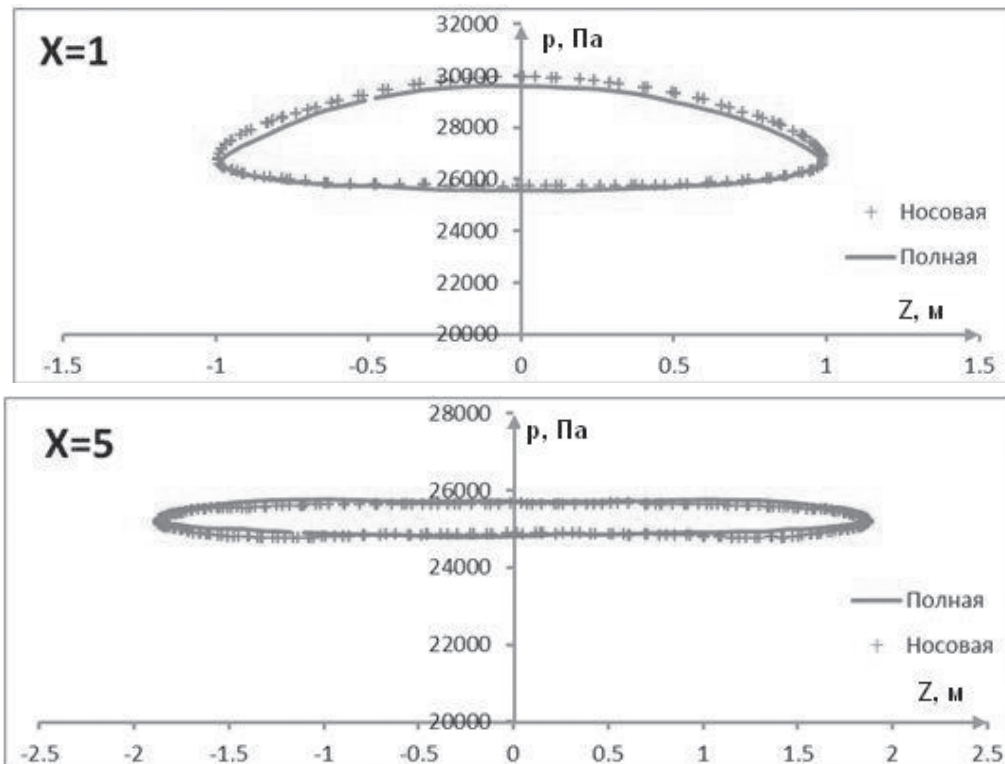


Рис. 2. Обтекание с числом Маха $M = 0,6$ с углом атаки $\alpha = 0$

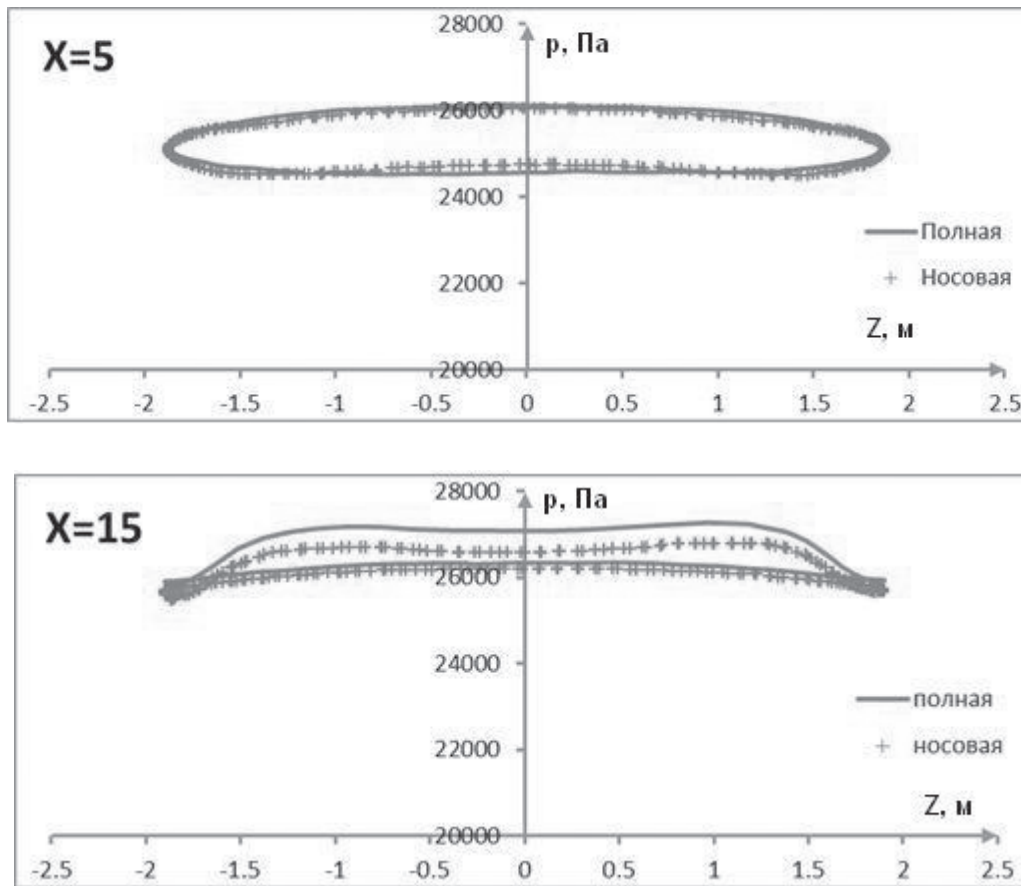


Рис. 3. Обтекание с числом Маха $M = 0,6$ с углом атаки $\alpha = 8^\circ$

1.2. Место установки ПВД

Наиболее сложно измеряемым параметром на борту самолета является статическое давление $p_{ст}$, действующее в невозмущенном потоке воздуха, поэтому в работе основное внимание удалено процессам измерения статического давления. При определении мест размещения приемников воздушного давления оценивалось расположение областей статического давления воздуха у фюзеляжа самолета, в которых статическое давление равно или близко к статическому в невозмущенном потоке.

На рис. 4 представлены рассчитанные поля статических давлений воздуха на фюзеляже самолета при обтекании его потоком воздуха с числом Маха $M = 0,4$ и с углами атаки и скольжения $\alpha = 0$; $\beta = 0$.

На рис. 5 представлены поля статических давлений воздуха на фюзеляже самолета при обтекании его потоком воздуха с числом Маха $M = 0,4$ и с углами атаки и скольжения $\alpha = 5^\circ$; $\beta = 0$.

С целью локализации областей, где давление близко к статическому в невозмущенном потоке, найденная область на фюзеляже ограничена координатой $8,0 \leq X \leq 12,5$ м. При обтекании с различ-

ными углами атаки и скольжения эта область меняется.

1.3. Анализ размещения ПВД на корпусе самолета

На рис. 6 представлена геометрия приемника воздушного давления.

Длина трубопровода от отверстия приемника $p_{ст}$ до чувствительного элемента датчика давления равна 21 см. Внутренний диаметр трубопровода 1 мм.

В работе рассмотрены три места размещения ПВД: $L = 8, 10, 12,5$ м, где L — расстояние от носа фюзеляжа до места размещения ПВД (по продольной оси). В табл. 1 и 2 представлены расхождения между статическим давлением в атмосфере и давлением (в установившемся режиме полета) в области чувствительного элемента датчика в различных местах с различными углами атаки и скольжения.

Анализ полученных результатов позволил сделать вывод, что одним из возможных мест установки ПВД, наиболее удовлетворяющим совокупности всех требований, является точка на поверхности носовой части, имеющая координаты $X \approx 12,5$ м, $Y \approx -1,3$ м (следовательно, $Z \approx 1,5$ м); при этом координата X отсчитывается от носика фюзеляжа, а

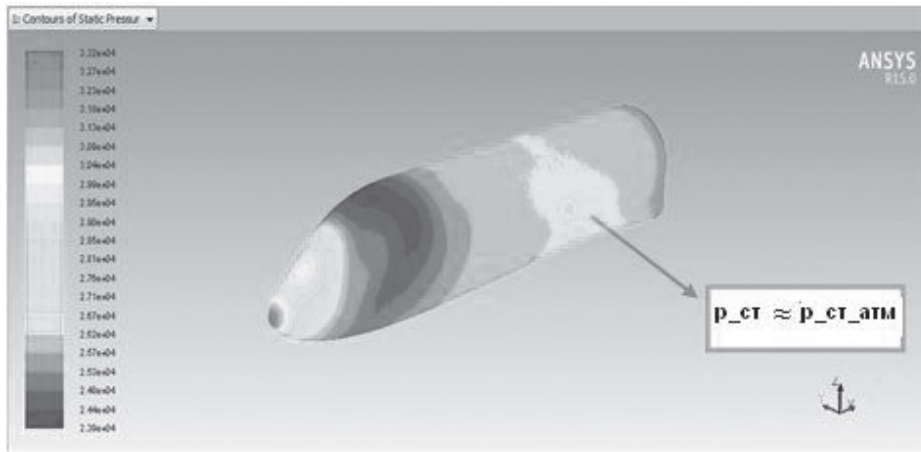


Рис. 4. Картина распределения давления на поверхности фюзеляжа самолет при угле атаки $\alpha = 0$

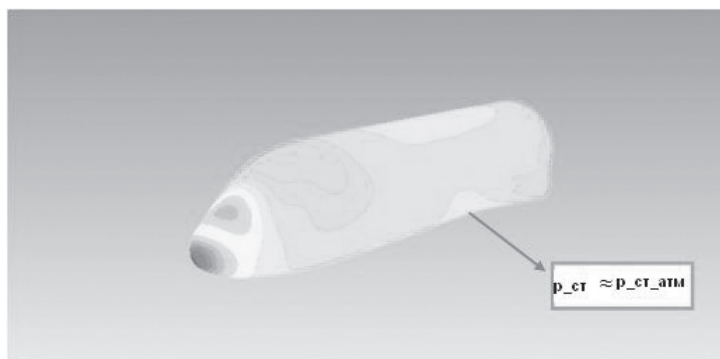


Рис. 5. Картина распределения давления на поверхности фюзеляжа самолет при угле атаки $\alpha = 5^\circ$

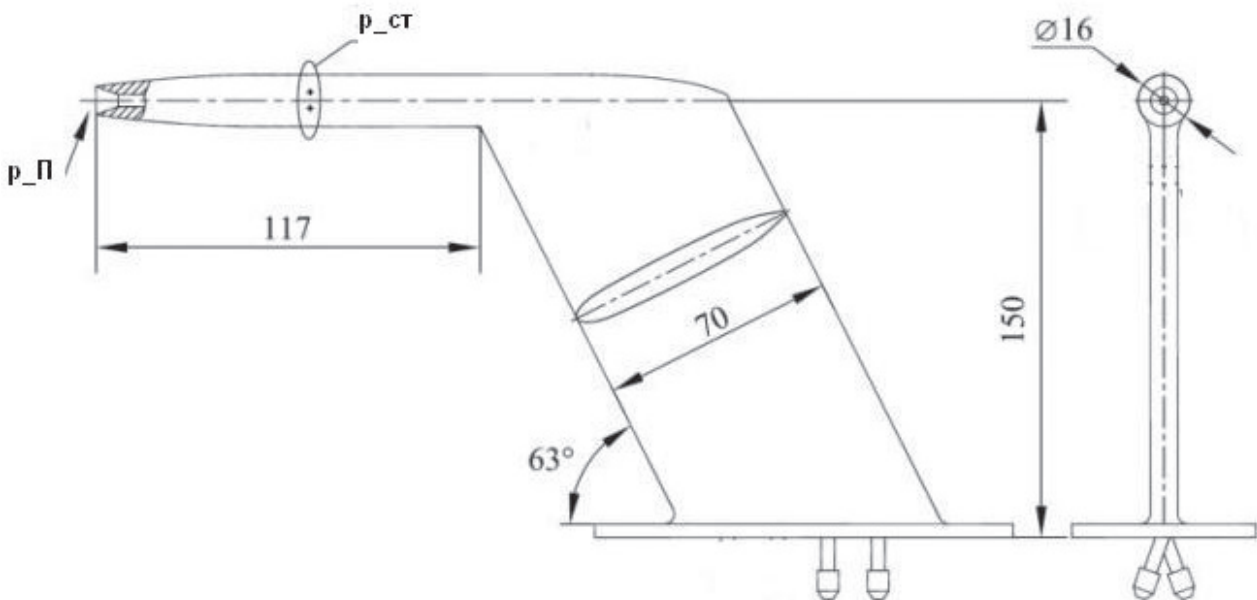


Рис. 6. Геометрия ПВД

координаты Y, Z отсчитываются от продольной оси фюзеляжа. Отметим, что ПВД должен быть размещен на фюзеляже таким образом, чтобы его плоскость симметрии была перпендикулярна плоскости поперечного сечения фюзеляжа в месте установки (плоскости шпангоута).

Из-за ненулевых углов атаки происходит дополнительный наддув трубки приемника $p_{ст}$, что приводит к изменениям $\Delta_{1p_{ст}}$ давления, поступающего из ПВД в датчик СВС (рис. 7).

Таблица 1

L, м	$\alpha, ^\circ$			
	0	5	10	20
	$\epsilon(P_{ст}), \%$			
8	0,531	0,770	0,849	1,226
10	0,531	0,770	0,849	1,226
12,5	0,185	0,375	0,305	1,226

Таблица 2

L, м	$\beta, ^\circ$			
	0	5	10	20
	$\epsilon(P_{ст}), \%$			
8	0,566	0,609	1,056	0,566
10	0,949	0,609	1,056	0,949
12,5	0,182	0,609	0,397	0,182

в виде заданных функций времени. Это давление рассматривалось как входной сигнал на динамический объект: канал $p_{ст}$ (это не давление в отверстии $p_{ст}$ ПВД, а давление невозмущенной атмосферы). В качестве выходного сигнала рассматривалось давление в конце канала ПВД, непосредственно действующее на чувствительный элемент (датчика давления генераторного типа).

Поскольку процессы в БЦВМ обрабатываются дискретно, целесообразным является описание систем и сигналов на основе z-преобразования. При этом непрерывные процессы и отклик системы дискретизируются с тактовым шагом по времени T_0 . Переход к дискретному времени $k = t/T_0$ позволяет описывать поведение линейной системы с помощью разностного уравнения. Используя понятие z-оператор, где $z = e^{T_0 S}$, достаточно просто представить непрерывное звено m -го порядка.

Разностное уравнение в случае модели второго порядка:

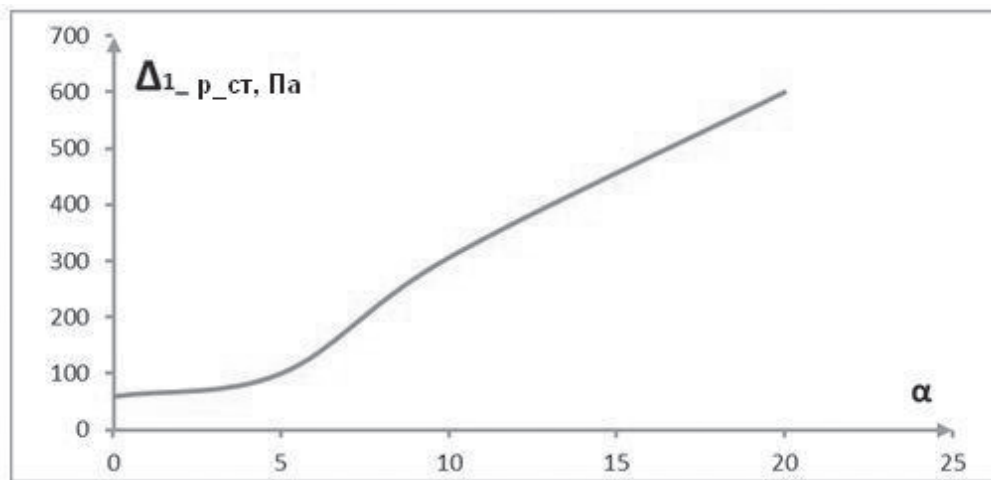


Рис. 7. Зависимость дополнительного давления в датчике от угла атаки

Также учитывается искажение давления $\Delta_2 p_{ст}$ из-за смещения статического давления по корпусу ПВД, хотя и на небольшую величину, но все-таки отличающуюся от статического давления на корпусе самолета (которое, в свою очередь, ведет к изменению $\Delta_2 p_{ст}$).

2. Разработка динамической модели изменения давления в каналах измерения $p_{ст}$ ПВД

В работе было проведено построение модели в каналах $p_{ст}$ ПВД в форме дискретного разностного уравнения. Для этого в программе задавалось изменение статического давления атмосферы, воспринимаемого через соответствующее отверстие ПВД,

$$p_{ст\ ПВД}(k) + a_1 p_{ст\ ПВД}(k-1) + a_2 p_{ст\ ПВД}(k-2) = b_1 p_{ст}(k-d-1) + b_2 p_{ст}(k-d-2);$$

либо первого порядка:

$$p_{ст\ ПВД}(k) + a_1 p_{ст\ ПВД}(k-1) = b_1 p_{ст}(k-d-1),$$

где $k = t/T_0$; $d = \tau/T_0$ — чистое запаздывание.

Дискретная передаточная функция модели второго порядка ПВД характеризуется пятью параметрами: d, a_1, a_2, b_1, b_2 , которые определяются в работе по алгоритму параметрической идентификации [7, 8].

Тестовые сигналы для построения динамических моделей должны отвечать требованию возбуждения системы в возможно большем диапазоне частот, поэтому модель рассчитана численно для скачка давления $p_{ст}$ прямоугольной формы. Если использовать реальные изменения давления при движении самолета, не столь энергичные, то это приводит к менее точным моделям (чем при скачках). Полученная модель изменения давления в форме скачка приводит к модели, прогнозирующей изменения давления с такой же высокой точностью, что и модель, построенная по сигналам с менее энергичным изменением давления (соответствующим реальным скоростям изменения давления при эволюции самолета). Наоборот, перенос моделей недопустим, что показывает эффективность использования численных методов, применяемых в работе, поскольку в реальном полете сделать энергичные маневры по давлению (высоте) нельзя, а в численном эксперименте Ansys Fluent можно, и подтвердить модель уже в эксперименте можно.

На рис. 8 представлены графики изменения входного и выходного сигналов канала $p_{ст ПВД}$, полученные из решения задачи моделирования обтекания самолета с ПВД воздушным потоком с по-

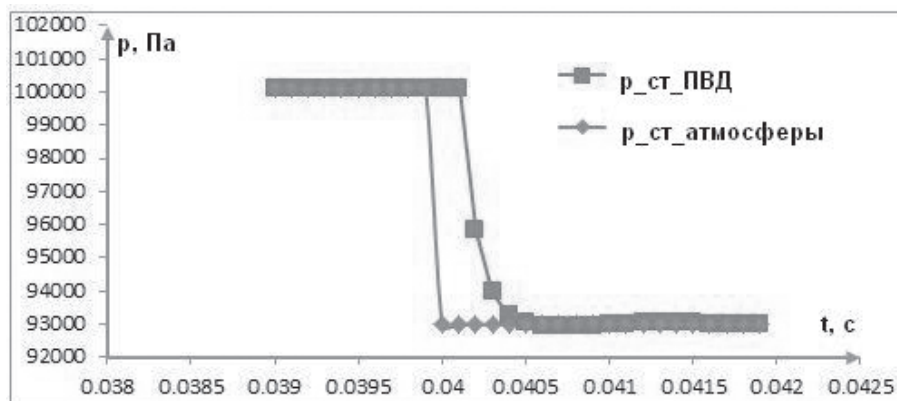
мощью программы Ansys Fluent. Время моделирования равно 0,12 с, результаты выданы с шагом $\Delta t = 0,0001$ с. Для идентификации параметров модели ПВД выбран шаг дискретизации T_0 , равный шагу выдачи результатов Δt . Судя по этим графикам, можно сразу сказать, что чистое запаздывание d дискретной модели канала $p_{ст ПВД}$ не должно превышать два шага.

На рис. 9 представлены результаты идентификации параметров модели канала $p_{ст ПВД}$, полученные с помощью программы, реализующей алгоритм идентификации, основанный на методе наименьших квадратов [7, 8], с чистым запаздыванием на 1 шаг (0,0001 с). В итоге разностное уравнение модели №1 (первого порядка) имеет вид

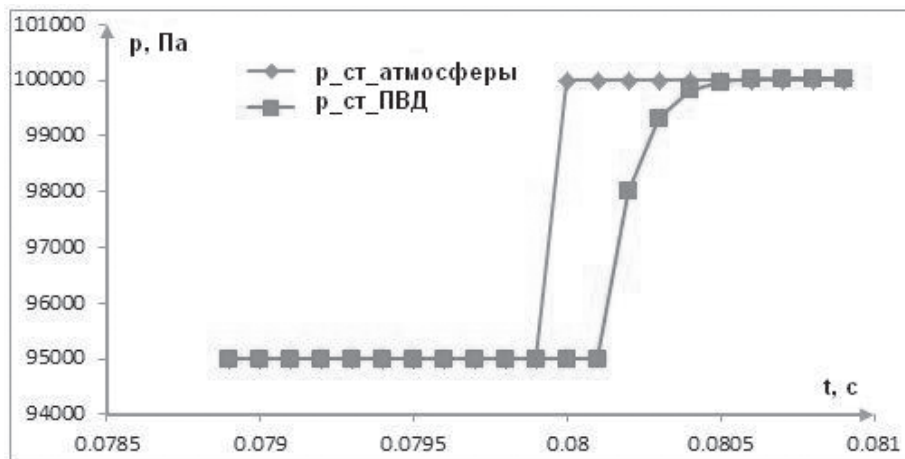
$$p_{ст ПВД}(k) - 0,4641116 p_{ст ПВД}(k-1) = 0,5383 p_{ст}(k-d-1);$$

$$d = 1.$$

На рис. 10 представлены искажения Δp выходного сигнала ПВД и результаты прогноза на основе результатов идентификации модели канала $p_{ст ПВД}$ в зависимости от времени.



а)



б)

Рис. 8. Графики изменения входного (а) и выходного (б) сигналов канала $p_{ст ПВД}$

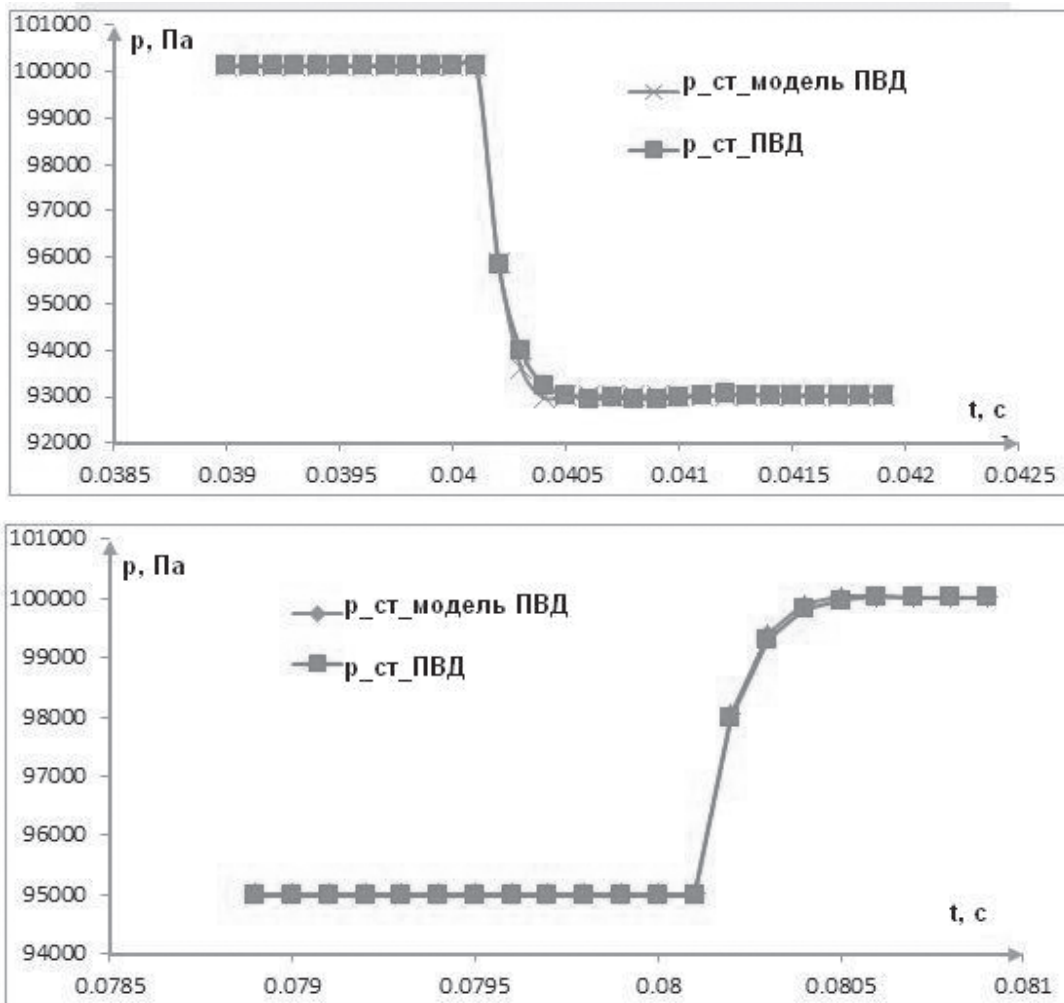


Рис. 9. Графики $p_{ст}$ выходного сигнала и давления, рассчитанного по модели $p_{ст}$ ПВД

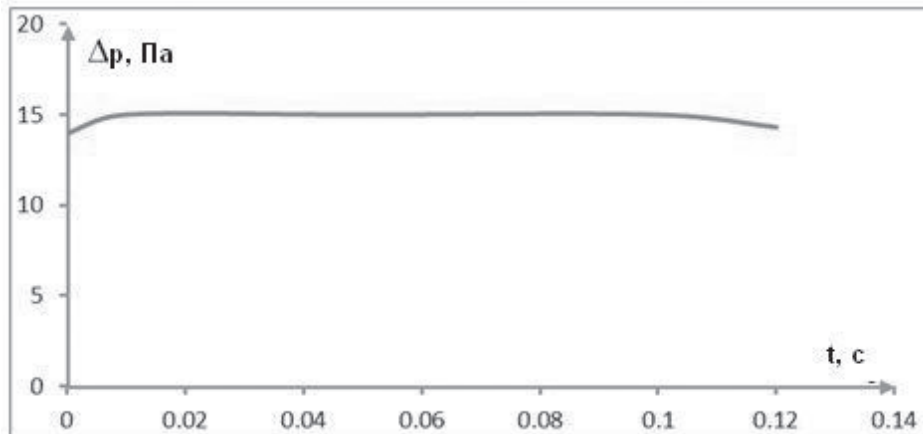


Рис. 10. Искажения давления выходного сигнала и искажения давления, рассчитанного по модели $p_{ст}$ ПВД

В работе также проведен расчет динамической модели канала $p_{ст}$ при допустимом для самолета воздействии со стороны органов управления. На рис. 11 представлены графики изменения входного и выходного сигналов канала $p_{ст}$ ПВД.

На рис. 12 представлены результаты идентификации параметров модели канала $p_{ст}$ ПВД, полученные с помощью программы, реализующей алгоритм

идентификации. В итоге разностное уравнение модели №2 имеет вид

$$p_{ст\ ПВД}(k) - 0,183526 p_{ст\ ПВД}(k - 1) = 1,183384 p_{ст}(k - d - 1);$$

$$d = 1.$$

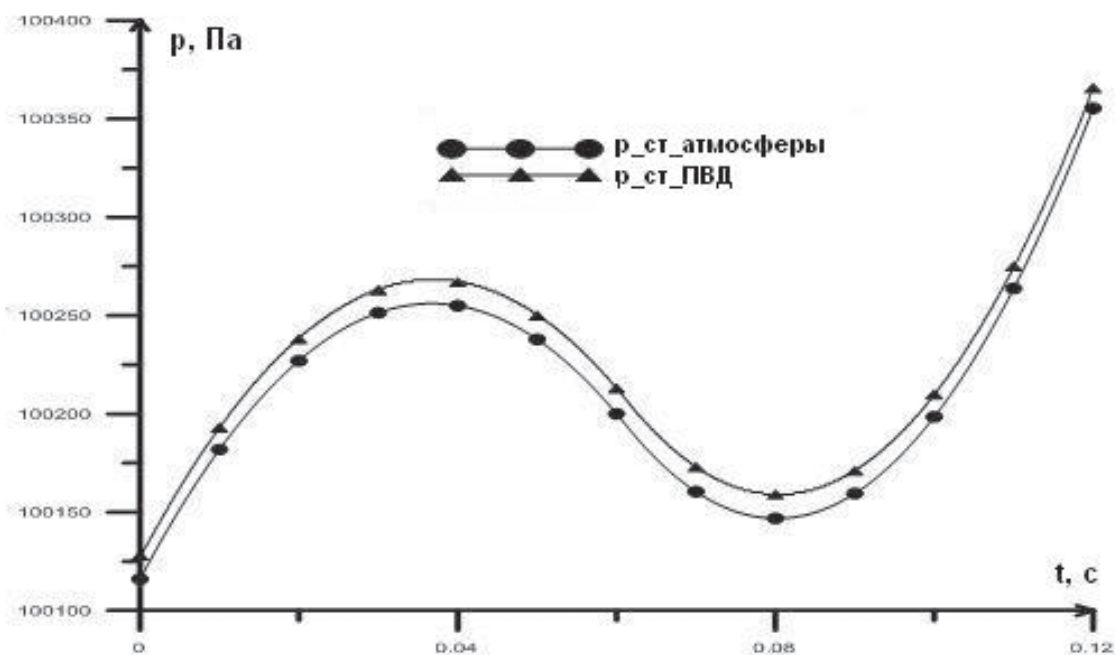


Рис. 11. Графики изменения входного и выходного сигналов канала $p_{ст}$ ПВД

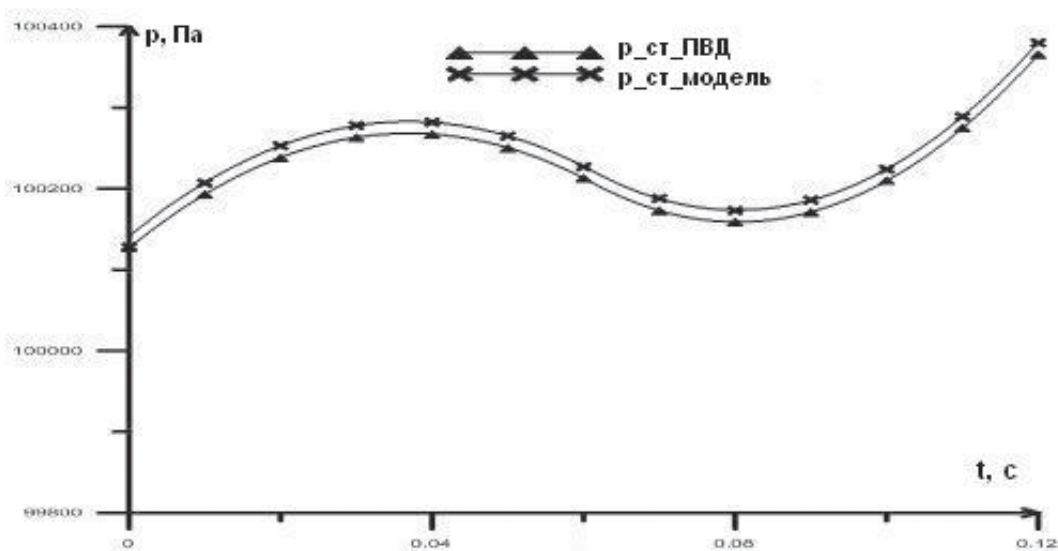


Рис. 12. Графики $p_{ст}$ выходного сигнала и найденной по результатам идентификации модели $p_{ст}$ ПВД

На рис. 13 представлены искажения Δp выходного сигнала ПВД и результатов прогноза на основе найденной из идентификации параметров модели канала $p_{ст}$ ПВД в зависимости от времени.

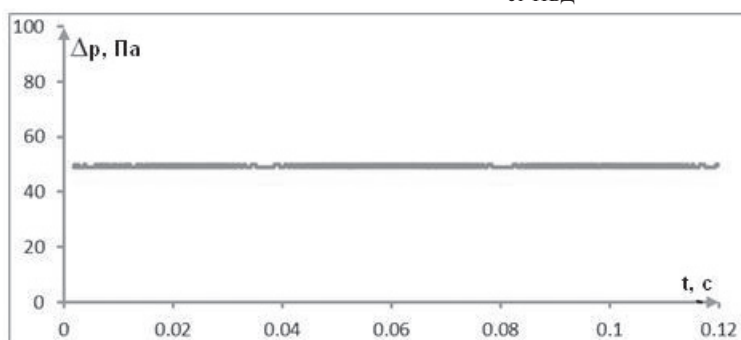


Рис. 13. Искажения давления выходного сигнала и искажения давления, рассчитанного по модели ПВД

Найденная модель №2 решает задачу прогнозирования $p_{ст}(t)$ с точностью 4%, в отличие от модели №1, у которой ошибка прогнозирования 1%. Если использовать модель №1 для расчетов изменения давления при движении самолета с допустимыми воздействиями от органов управления самолетом, то ошибка равна 2%.

Выводы

Разработан алгоритм и реализовано численное решение задачи нахождения наиболее целесообразных областей размещения ПВД, расчета погрешностей в статическом режиме полета в зависимости от углов атаки и скольжения, скорости и т.д.

Разработана наиболее эффективная по точности модель динамики измерения $p_{ст}$ в СВС.

При сравнении моделей динамики измерений показано преимущество модели №1 с чистым запаздыванием на 1 шаг (0,0001 с). Разностное уравнение:

$$p_{ст\ ПВД}(k) - 0,4641116p_{ст\ ПВД}(k-1) = 0,5383p_{ст}(k-d-1).$$

Рассчитанные значения погрешностей $\Delta_{1p_{ст}}$, $\Delta_{2p_{ст}}$ и динамических искажений позволяют спрогнозировать итоговые погрешности канала $p_{ст\ ПВД}$ в СВС и, при недостаточной точности, программно в БЦВМ СВС реализовать компенсацию погрешности и искажений.

Библиографический список

1. Петунин А.Н. Методы и техника измерений параметров газового потока. — М.: Машиностроение, 1996. — 380 с.
2. Петунин А.Н. Методы и приборы для измерения давления и определения скорости газовых потоков. — М.: МАИ, 1980. — 79 с.
3. ANSYS FLUENT 6.3 User's Guide — Parent Directory / http://aerojet.engr.ucdavis.edu/fluenthelp/html/ug/main_pre.htm
4. Юн А.А. Теория и практика моделирования турбулентных течений. — М.: Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2009. — 272 с.
5. Костюков В.М., Чан К.Д. Обоснование модели турбулентности для расчета параметров обтекания и аэродинамических характеристик пассажирского самолета // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. №1. С. 14-20.
6. Лигум Т.И., Скрипниченко С.Ю., Чульский Л.А., Шишмарев А.В., Юровский С.И. Аэродинамика самолета Ту-154. — М.: Транспорт, 1972. — 368 с.
7. Запорожец А.В., Костюков В.М. Проектирование систем отображения информации. — М.: Машиностроение, 1992. — 336 с.
8. Изерман Р. Цифровые систем управления: Пер. с англ. — М.: Мир, 1984. — 541 с.

THE STUDY OF STATIC AND DYNAMIC CHARACTERISTICS OF ATMOSPHERE PRESSURE MEASURING IN AIRSPEED TUBE

Kostyukov V.M.* , Tran Q.D.**

Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia

* e-mail: kost_slv@mail.ru

** e-mail: tranduc@mail.ru

Abstract

Operation of air data system (ADS) assumes the application of atmosphere static and dynamic pressure measurement affecting an aircraft. At present the type of airspeed tube construction and a place of its mounting are selected through experimental research in wind tunnel [1, 2].

With computing technologies development, we got the possibility to predict gas pressure distribution over aircraft surface depending on an aircraft design, flight conditions and aircraft state vector [3, 4].

Pressure distribution determination over aircraft surface using up-to-date software is a relevant task, allowing advance in mathematical design of ADS and

substantially reduce the extent of experimental examinations, providing high accuracy of measurements due to more detailed measuring process models.

Having calculated pressure distribution over aircraft surface with due account for change stipulated by deflection of incidence angle and gliding, velocity, Reynolds number, etc, one can optimize the point of airspeed tube mounting, as well as provide theoretical calculations of pressure measuring error. All this contributes to compensating this error programmatically with ADS onboard computer.

The goal of this work consists in obtaining static and dynamic characteristics of processes taking place in airspeed tube.

Keywords: static pressure, airspeed tube, static and dynamical distortion model, air data system.

References

1. Petunin A.N. *Metody i tekhnika izmerenii parametrov gazovogo potoka* (Methods and practice of measurement of gas flow), Moscow, Mashinostroenie, 1996, 380 p.
2. Petunin A.N. *Metody i pribory dlya izmereniya davleniya i opredeleniya skorosti gazovykh potokov* (Methods and instruments for measuring and determining of gas flow pressure and velocity), Moscow, MAI, 1980, 79 p.
3. *ANSYS FLUENT 6.3 User's Guide - Parent Directory*, available at: http://aerojet.engr.ucdavis.edu/fluenthelp/html/ug/main_pre.htm
4. Yun A.A. *Teoriya i praktika modelirovaniya turbulentnykh techenii* (Theory and practice of turbulent flow modeling), Moscow, Knizhnyi dom "LIBROKOM", 2009, 272 p.
5. Kostyukov V.M., Tran Q.D. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 1, pp. 14-20.
6. Ligung T.I., Skripnichenko S.Yu., Chul'skii L.A., Shishmarev A.V., Yurovskii S.I. *Aerodinamika samoleta TU-154* (Aerodynamics of the plane TU-154), Moscow, Transport, 1972, 368 p.
7. Zaporozhets A.V., Kostyukov V.M. *Proektirovanie sistem otobrazheniya informatsii* (Design of flight information display systems), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 336 p.
8. Izerman R. *Tsifrovye sistem upravleniya* (Digital control systems), Moscow, Mir, 1984, 541 p.