



6. Вальковский В.А. Элементы параллельного программирования [Текст]. / В.А. Вальковский, В.Е. Котов, А.Г. Марчук, Н.Н. Миренков. - М. : Радио и связь, 1983. - 240 с.

7. Карибский В.В. Основы технической диагностики: модели объектов, методы и алгоритмы диагноза [Текст]. / В.В. Карибский, П.П. Пархоменко, Е.С. Согомонян, В.Ф. Халчев. - М: Энергия, 1976. - 464 с.

8. Andronchev I.K., Nikishchenkov S.A., Romanova P.B. Theoretical and multiple model of transport multi-operational reconfigurable processes // Advances in Intelligent Systems and Computing. VIII International Scientific Siberian Transport Forum TransSiberia 2019, 2020. Volume 1116 (2), pp. 1054-1063.

В.М. Солдаткин, В.В. Солдаткин, Е.С. Ефремова, К.Н. Прохоров

ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КАНАЛОВ ВОСПРИЯТИЯ ИНФОРМАЦИИ НА ПОВЕРХНОСТИ НЕПОДВИЖНОГО НЕВЫСТУПАЮЩЕГО ПРИЕМНИКА НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА*

(Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н.Туполева-КАИ)

Измерение воздушных сигналов самолета осуществляется с помощью вынесенных в набегающий воздушных поток приемников и датчиков первичной информации, что нарушает аэродинамические характеристики, усложняют конструкцию системы воздушных сигналов (СВС), является причиной дополнительных погрешностей измерительных каналов [1].

Значительные конкурентные преимущества обеспечиваются при построении СВС самолета с одним неподвижным невыступающим приемником набегающего потока на основе ионно-меточного датчика аэродинамического угла и истинной воздушной скорости с отверстием-приемником статического давления, расположенным на внешней обтекаемой поверхности датчика [2].

Нетрадиционный способ восприятия статического давления в СВС с неподвижным невыступающим приемником набегающего потока обуславливает необходимость проведения имитационного моделирования канала восприятия статического давления отверстием-приемником, расположенным на обтекаемой поверхности ионно-меточного датчика.

Широкими возможностями и простотой пользования при моделировании газодинамических процессов обтекания обладает программная среда SolidWorks с дополнением Flow Simulation [3], что определило использование ее для имитационного моделирования канала восприятия статического давления набегающего воздушного потока с помощью отверстия-приемника, расположенного на обтекаемой поверхности ионно-меточного датчика.

* Работа выполнена по гранту РФФИ №18-08-00264



Решение поставленной задачи начинается с построения 3D-модели отверстия-приемника статического давления на обтекаемой поверхности ионно-меточного датчика, которая представлена на рис. 1.

Такая модель представляет собой диск диаметром 60 мм и высотой 5 мм с входной кромкой под углом 30° . Для забора статического давления на обтекаемой поверхности диска расположено отверстие диаметром 2,5 мм с входной фаской под углом 90° на глубину 1 мм.

На начальном этапе имитационного моделирования запускается мастер проекта и задаются все параметры имитационной модели в программной среде SolidWorks Flow Simulation, как показано на рис. 2.

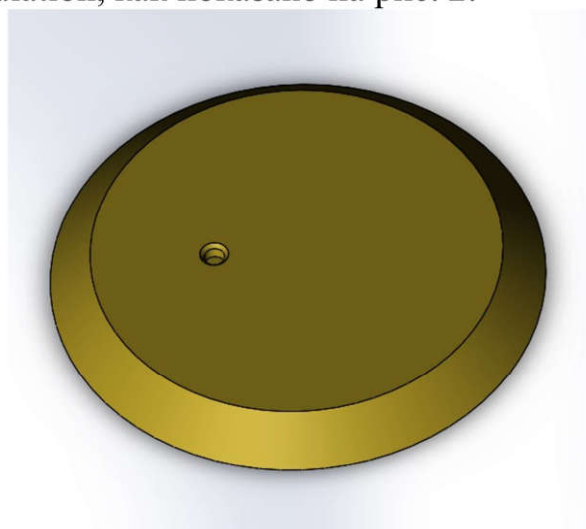


Рис. 1. Имитационная модель восприятия статического давления на обтекаемой поверхности ионно-меточного датчика

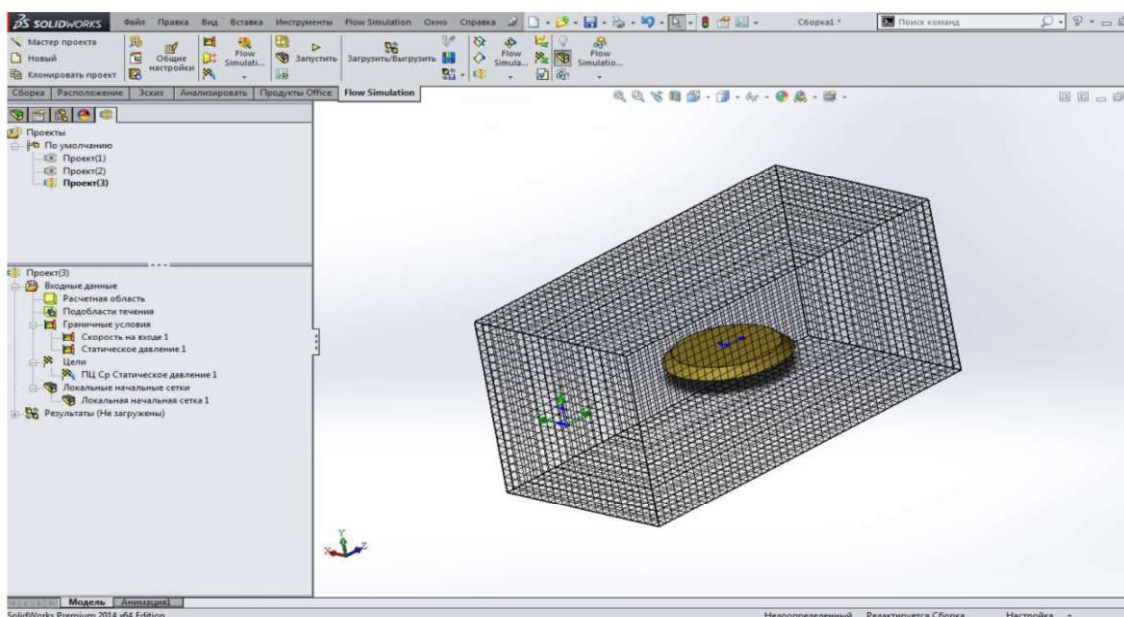


Рис. 2. Рабочая панель задания параметров имитационного моделирования в среде SolidWorks Flow Simulation



При активации мастера проекта появляется рабочее окно, в котором необходимо задать название проекта, выбрать единицы измерения в системе СИ, задать стационарную задачу; текущую среду – воздух и уровень разрешения глобальной сетки, равной 7. После задания общих настроек проекта, необходимо задать граничные условия для проекта: скорость на выходе и статическое давление окружающей среды. Для определения воспринимаемого статического давления необходимо задать поверхностные цели отверстия.

Имитационное моделирование канала восприятия статического давления на обтекаемой поверхности неподвижного приемника проводилось для значений скорости V воздушного потока: 5 м/с, 50 м/с, 100 м/с, 200 м/с, при значениях угла α скоса потока в вертикальной плоскости: 0° , $+5^\circ$, $+15^\circ$.

На рис. 3 представлена траектория и картина распределения статического давления на обтекаемой поверхности при скорости $V=50$ м/с и угле скоса $\alpha=0^\circ$.

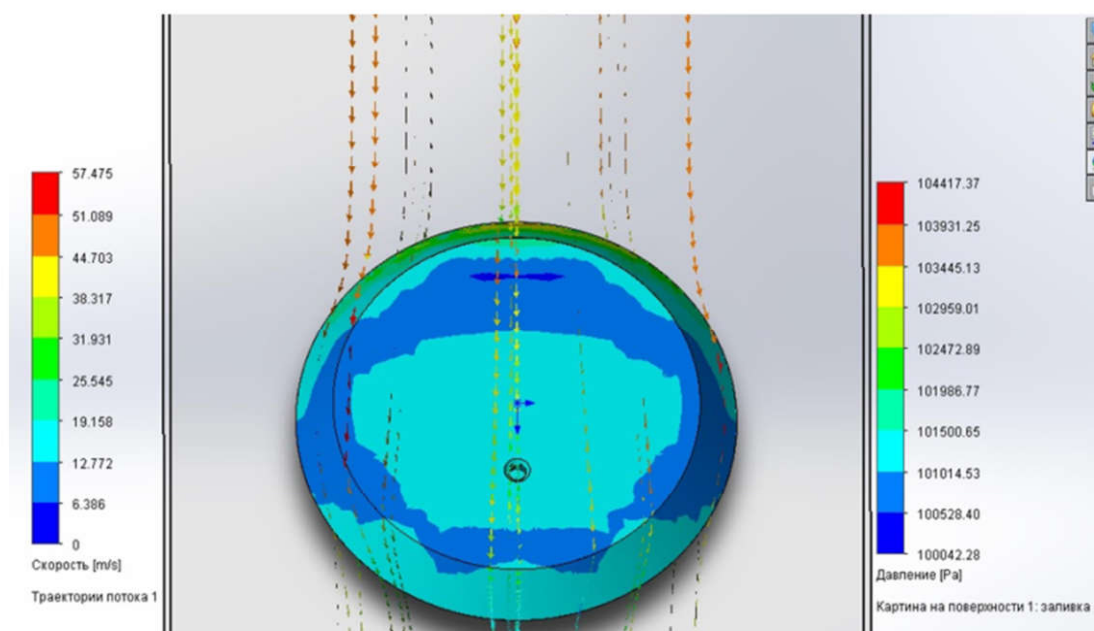


Рис. 3. Картина распределения статического давления по обтекаемой поверхности имитационной модели

На рис. 4 иллюстрируется изменение во времени воспринимаемого статического давления при скорости потока $V=50$ м/с и угле скоса $\alpha=0^\circ$. Видно, что воспринимаемое давление стабильно во времени, отклонение воспринимаемого статического давления от нормального давления окружающей среды (101325 Па) при $V=50$ м/с и угле скоса $\alpha=0^\circ$ не превышает 0,3%.

В таблице приведены значения воспринимаемого статического давления при имитационном моделировании для других значений скорости набегающего воздушного потока V и угла скоса потока α .



Как показывает анализ, отклонения воспринимаемого статического давления от давления окружающей среды при изменении скорости набегающего воздушного потока до 200 м/с и углах скоса потока в диапазоне $\pm 15^\circ$, можно оценить значением относительной погрешности, не превышающим $\pm 4\%$, что соответствует требованиям, предъявляемым к бортовым приемникам статического давления [2]. Результаты моделирования показали, что отверстие-приемник статического давления, выполненное с фаской на входе, имеет меньшую погрешность, чем отверстие без фаски. Однако наличие фаски приводит к появлению ярковыраженной пульсационной составляющей воспринимаемого давления, что затрудняет получение сигнала по производной, необходимого для определения вертикальной скорости.

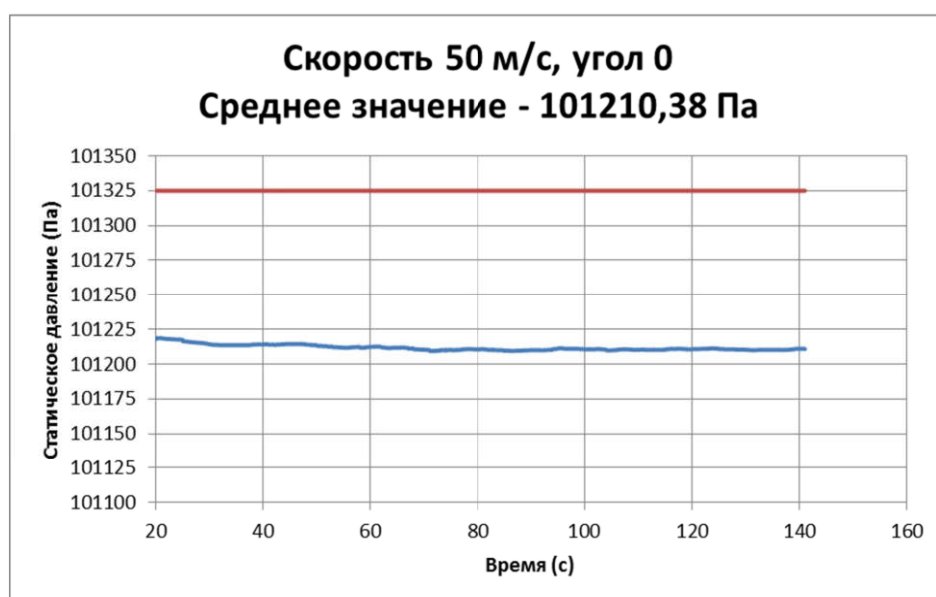


Рис. 4. Кривая изменения воспринимаемого статического давления за время численного эксперимента

Таблица

Угол α , °	Скорость V_B			
	5 м/с	50 м/с	100 м/с	200 м/с
-15	101322 Па	101451 Па	101806 Па	103311 Па
-5	101326 Па	101513 Па	102037 Па	103582 Па
0	101323 Па	101210 Па	100844 Па	98890 Па
5	101323 Па	101167 Па	100646 Па	97959 Па
15	101322 Па	101170 Па	100851 Па	97416 Па

Таким образом, результаты имитационного моделирования свидетельствуют о соответствии отверстия-приемника статического давления, расположенного на обтекаемой поверхности неподвижного невыступающего



приемника, регламентируемым требованиям и обосновано выбирать его конструктивные параметры.

Литература

[1] Клюев Г.И., Макаров Н.Н., Солдаткин В.М., Ефимов И.П. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов: Учебное пособие / Под ред. В.А. Мишина. Ульяновск: Ул ГТУ, 2005. 509 с.

[2] Солдаткин В.М., Солдаткин В.В., Крылов Д.Л. Теоретические основы построения системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником потока // Мехатроника, автоматизация, управление. 2017. Том 18. №7. С. 495-502.

[3] Алямовский А.А. Инженерные расчеты в SolidWorks Simulation. М.: ДМК Пресс, 2010. 464 с.

В.М. Солдаткин, В.В. Солдаткин, А.В. Никитин, И.Э Бахтиев

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОМЕХОУСТОЙЧИВОСТИ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ САМОЛЕТА С НЕПОДВИЖНЫМ НЕВЫСТУПАЮЩИМ ПРИЕМНИКОМ НАБЕГАЮЩЕГО ВОЗДУШНОГО ПОТОКА*

(Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н.Туполева-КАИ)

Раскрываются особенности обеспечения помехоустойчивости системы воздушных сигналов (СВС) с неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока [1] с использованием аэромеханической измерительно-вычислительной системы, реализующей метод VIMI [2], который базируется на использовании равновесия (баланса) сил и моментов, действующих на самолет в данный момент времени. Такое равновесие отражается в системе дифференциальных уравнений, описывающей движение самолета в продольной и боковой плоскостях, на других характерных режимах полета. Моделируя в полете уравнения движения самолета по параметрам движения, измеренным с высокой точностью на данном этапе или режиме полета с помощью невыступающих в поток приемников, проводится восстановление «плохоизмеряемых» воздушных сигналов, входящих в уравнения движения самолета, с использованием наблюдателя Люэнбергера [3]. Система дифференциальных уравнений, моделирующая движение самолета на данном режиме полета, с использованием метода пространства состояний представляется в виде системы векторно-матричных уравнений вида

$$\dot{X} = AX + BU; Y = CX, \quad (1)$$

где A – матрица системной характеристики самолета;

* Работа выполнена по гранту РФФИ №18-08-00264