

УДК 681.586'325

Д.А. Истомин, И.П. Ефимов, М.Ю. Сорокин

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИЕМНИКОВ ВОЗДУШНЫХ ДАВЛЕНИЙ С АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПЕНСАЦИЕЙ

Истомин Дмитрий Александрович, аспирант Ульяновского государственного технического университета, окончил радиотехнический факультет УлГТУ. Начальник отдела ОАО «УКБП». Имеет статьи, изобретения в области зондовых средств восприятия давлений аэрометрических систем летательных аппаратов. [e-mail: nio24@ukbp.ru].

Ефимов Иван Петрович, кандидат технических наук, окончил Ульяновский политехнический институт по специальности «Авиаприборостроение». Доцент кафедры «Измерительно-вычислительные комплексы» УлГТУ. Имеет статьи, изобретения в области первичных преобразователей давления аэрометрических систем летательных аппаратов. [e-mail: eip@ulstu.ru].

Сорокин Михаил Юрьевич, кандидат технических наук, окончил факультет информационных систем и технологий УлГТУ. Начальник отдела ОАО «УКБП». Имеет статьи, изобретения в области зондовых средств восприятия давлений аэрометрических систем летательных аппаратов. [e-mail: rto@ukbp.ru].

Аннотация

Приведены результаты испытаний и математического моделирования приемников воздушных давлений (ПВД) с компенсационным контуром в виде гофрированной поверхности, дается обоснование применения математического моделирования при дальнейшем проектировании подобных ПВД.

Ключевые слова: статическое давление, математическое моделирование, приемник воздушных давлений, аэродинамическая компенсация.

Dmitry Alexanderovich Istomin, post-graduate student at Ulyanovsk State Technical University; graduated from the Faculty of Radio-Engineering of Ulyanovsk State Technical University; head of a department of PJSC 'Ulyanovsk Instrument Manufacturing Design Bureau'; author of articles, inventions in the field of probes for pressure perception of aerometric systems of aircraft. e-mail: nio24@ukbp.ru.

Ivan Petrovich Efimov, Candidate of Engineering; graduated from Ulyanovsk Polytechnic Institute in the profession 'Aircraft Instrument Making'; Associate Professor at the Chair 'Measuring and Computational Systems' of Ulyanovsk State Technical University; author of articles, inventions in the field of primary pressure transducers of aerodynamic systems of aircraft. e-mail: eip@ulstu.ru.

Mikhail Yuryevich Sorokin, Candidate of Engineering; graduated from the Faculty of Information Systems and Technology of Ulyanovsk State Technical University; head of a department of PJSC 'Ulyanovsk Instrument Manufacturing Design Bureau'; author of articles, inventions in the field of probes for pressure perception of aerometric systems of aircraft. e-mail: rto@ukbp.ru.

Abstract

The paper presents results of trials and a mathematical modeling of air pressure probes with corrugated surface aerodynamic compensation, and gives a rationale to use mathematical modeling for further design of such air pressure probes.

Key words: static pressure, mathematical modeling, air pressure probe, aerodynamic compensation.

ВВЕДЕНИЕ

Для измерения высотно-скоростных параметров летательных аппаратов (ЛА) необходима информация о полном P_n и статическом $P_{ст}$ давлениях набегающего потока воздуха [1, 2]. Задача восприятия указанных давлений решается с помощью специальных устройств – приемников воздушных давлений, устанавливаемых на борту ЛА. Большинство ПВД выполняется в виде осесимметричных тел вращения.

Полное давление набегающего воздушного потока воспринимается более точно по сравнению со статическим давлением на высоте полета. Это связано с методом восприятия P_n , заключающимся в полном торможении потока в камере ПВД. Повышение же точности восприятия $P_{ст}$ до сих пор остается актуальной задачей, так как сам приемник и его носитель (летательный аппарат) вносят возмущение в воздушный поток.

При установке ПВД на фюзеляже ЛА может появиться дополнительная составляющая погрешности, и результи-

рующая ошибка в полученных значениях аэрометрических параметров превысит допустимое значение.

В этом случае для определения значения статического давления с допустимой точностью производится компенсация этой погрешности. Наиболее часто применяются два способа компенсации данной погрешности: алгоритмическая компенсация в системе воздушных сигналов и непосредственно в самом приемнике путем изменения его конструкции. Второй способ компенсации является наиболее привлекательным и заключается в следующем: коэффициент давления приемника статического давления должен быть по модулю равен коэффициенту давления в месте установки приемника на борту ЛА, но противоположен по знаку, что обеспечивает тогда восприятие неискаженного статического давления. Для полной компенсации необходимо, чтобы это равенство выполнялось для всех скоростей из рабочего диапазона ЛА. Для получения требуемого коэффициента давления приемника вводят компенсационный контур, который оказывает геометрическое воздействие на воздушный поток, что в свою очередь приводит к перераспределению потенциальной и кинетической энергии последнего [3, 4].

В данной статье рассматриваются вопросы проектирования непроточных ПВД с компенсационным контуром в виде гофрированной поверхности и выявление диапазона изменения коэффициента компенсации статического давления при использовании гофрированной поверхности.

Описание исследуемого приемника

В аэродинамической лаборатории Ульяновского конструкторского бюро приборостроения проведены исследования спектра обтекания профилированного участка приемника. Общий вид исследуемого приемника приведен на рисунке 1.

В одном случае отбор давления производился с помощью 8 отверстий диаметром 1,5 мм, расположенных по окружности профилированного участка, в другом случае

отбор давления производился щелью шириной 0,5 мм, имеющей вид кругового сектора с углом 90° . В обоих случаях использовались сменные насадки профилированного участка, в первом случае шаг отверстий по длине профилированного участка составлял 5 мм, во втором случае – 0,5 мм. Диаметр приемника – 12 мм, диаметр гофрированной части – 16 мм. Эксперименты проводились в диапазоне скоростей V_0 от 50 км/ч до 200 км/ч.

Описание математического моделирования

Кроме этого, проведено математическое моделирование спектра обтекания рассматриваемого приемника с использованием программы FlowVision версии 2.x (www.flowvision.ru). В этой программе реализован метод конечных объемов, используется прямоугольная сетка с локальной адаптацией и подсеточным разрешением геометрии, что позволяет точно описывать области сложной геометрической формы. Кроме того, для повышения точности расчетов возможна адаптация сетки по форме границы расчетной области и динамическая адаптация к решению. Таким образом, получается расчетная сетка, достаточная для точного описания пограничного слоя вблизи стенок и в областях резкого изменения гидродинамических параметров. Для аппроксимации уравнений применяется конечно-объемный подход, позволяющий точно аппроксимировать законы сохранения на уровне отдельных ячеек. Итоговый метод решения уравнений Навье-Стокса имеет второй порядок аппроксимации, что позволяет получать точные решения даже на грубой расчетной сетке. Сам метод решения уравнений Навье-Стокса широко известен, поэтому здесь он не рассматривается.

При математическом моделировании использовались модели турбулентности Shear Stress Transport (SST) и Spalart-Allmaras (SA). Параметры набегающего потока воздуха следующие: давление невозмущенного потока – 101325 Па, температура равна $+15^\circ\text{C}$, степень турбулентности потока – 1%. Отметим, что в силу отсутствия до-

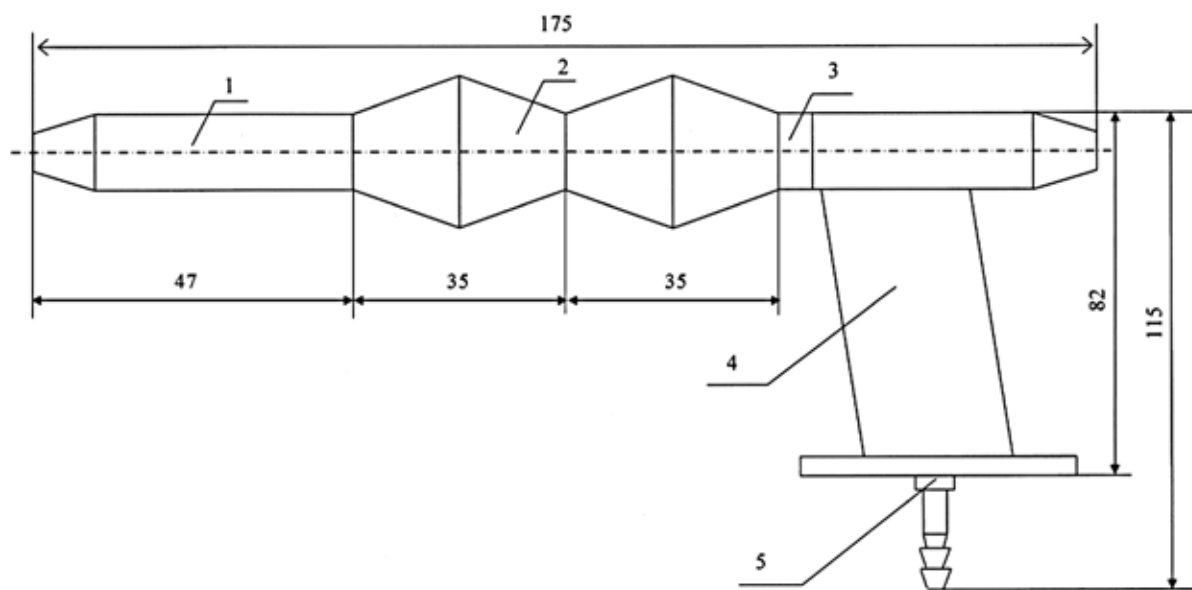


Рис. 1. Общий вид исследуемого макета непроточного ПВД: 1 – входной цилиндрический участок; 2 – профилированный участок; 3 – контрольная гайка; 4 – крепежный кронштейн; 5 – штуцер отбора статического давления

стоверных данных по величине турбулентности потока аэродинамической трубы при математическом моделировании принята низкая турбулентность набегающего потока. Большинство настроек модуля решения уравнений FlowVision установлены по умолчанию. Расчетная сетка одинаковая для указанных моделей турбулентности. Время и шаг интегрирования зависят от скорости набегающего потока, во всех вариантах устанавливался фиксированный шаг интегрирования, приблизительно равный ста числам Куранта-Фридрихса-Леви.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ И МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

В таблицах 1 и 2 приведены результаты экспериментов и математического моделирования («щель» – соответствует случаю отбора давления щелью, «отв.» – соответствует случаю отбора давления отверстиями, «SST» – математическое моделирование с использованием SST-модели турбулентности, «SA» – математическое моделирование с использованием SA-модели турбулентности).

Таблица 1

Результаты исследований распределения давления по длине макета при скоростях набегающего потока от 100 км/ч до 150 км/ч

| Координаты сечения отбора давления, мм | $V_0 = 100$ км/ч | | | | $V_0 = 120$ км/ч | | | | $V_0 = 150$ км/ч | | | |
|--|------------------|------|------|------|------------------|------|------|------|------------------|------|------|------|
| | щель | отв. | SST | SA | щель | отв. | SST | SA | щель | отв. | SST | SA |
| 49 | 47 | 23 | 34 | 23 | 72 | 34 | 50 | 33 | 90 | 54 | 78 | 48 |
| 52,5 | 9 | 0 | 5 | 0 | 12 | -2 | 6 | 0 | 14 | -5 | 10 | 1 |
| 57,5 | -39 | -54 | -44 | -34 | -55 | -81 | -65 | -48 | -78 | -123 | -102 | -76 |
| 62,5 | -239 | -201 | -322 | -210 | -341 | -306 | -471 | -313 | -612 | -508 | -748 | -501 |
| 67,5 | -45 | -57 | -50 | -39 | -47 | -73 | -71 | -56 | -51 | -104 | -111 | -87 |
| 72,5 | 41 | 28 | 15 | 2 | 55 | 37 | 22 | 4 | 67 | 54 | 35 | 8 |
| 76 | 71 | 76 | 57 | 33 | 103 | 106 | 83 | 49 | 145 | 149 | 132 | 76 |
| 84 | 71 | 80 | 68 | 45 | 106 | 115 | 98 | 65 | 157 | 147 | 155 | 102 |
| 87,5 | 33 | 34 | 27 | 15 | 43 | 47 | 39 | 21 | 64 | 65 | 61 | 34 |
| 93 | -27 | -27 | -39 | -30 | -47 | -31 | -57 | -43 | -80 | -59 | -90 | -68 |
| 97,5 | -200 | -207 | -275 | -185 | -330 | -305 | -405 | -277 | -494 | -483 | -648 | -446 |
| 102,5 | -27 | -30 | -58 | -44 | -39 | -51 | -84 | -63 | -63 | -82 | -130 | -100 |
| 107,5 | 12 | -13 | -8 | -10 | 16 | -14 | -11 | -14 | 24 | -21 | -16 | -21 |
| 111 | 33 | 21 | 20 | 10 | 49 | 27 | 29 | 15 | 75 | 45 | 47 | 23 |

Таблица 2

Результаты исследований распределения давления по длине макета при скоростях набегающего потока 180 км/ч и 200 км/ч

| Координаты сечения отбора давления, мм | $V_0 = 180$ км/ч | | | | $V_0 = 200$ км/ч | | | |
|--|------------------|------|-------|------|------------------|------|-------|------|
| | щель | отв. | SST | SA | щель | отв. | SST | SA |
| 49 | 141 | 83 | 113 | 68 | 188 | 93 | 139 | 86 |
| 52,5 | 27 | -18 | 14 | 1 | 15 | -32 | 17 | 1 |
| 57,5 | -122 | -185 | -147 | -111 | -196 | -223 | -183 | -138 |
| 62,5 | -883 | -756 | -1093 | -738 | -1162 | -986 | -1358 | -921 |
| 67,5 | -71 | -143 | -168 | -126 | -102 | -165 | -207 | -156 |
| 72,5 | 102 | 75 | 51 | 14 | 118 | 82 | 63 | 17 |
| 76 | 212 | 212 | 192 | 111 | 263 | 217 | 238 | 137 |
| 84 | 220 | 200 | 224 | 146 | 275 | 242 | 279 | 183 |
| 87,5 | 106 | 89 | 88 | 50 | 122 | 101 | 109 | 61 |
| 93 | -110 | -97 | -131 | -99 | -153 | -126 | -162 | -123 |
| 97,5 | -769 | -711 | -949 | -659 | -1032 | -896 | -1182 | -824 |
| 102,5 | -86 | -125 | -192 | -145 | -141 | -160 | -237 | -180 |
| 107,5 | 31 | -31 | -23 | -29 | 35 | -34 | -28 | -38 |
| 111 | 110 | 58 | 68 | 34 | 136 | 70 | 85 | 43 |

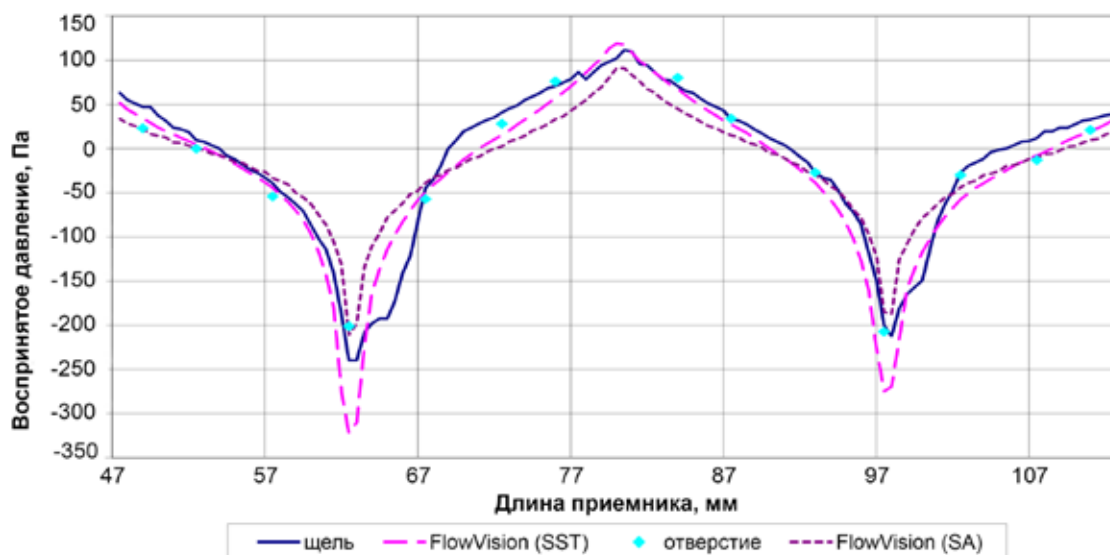


Рис. 2. Распределение давления по длине профилированного участка при скорости набегающего потока 100 км/ч

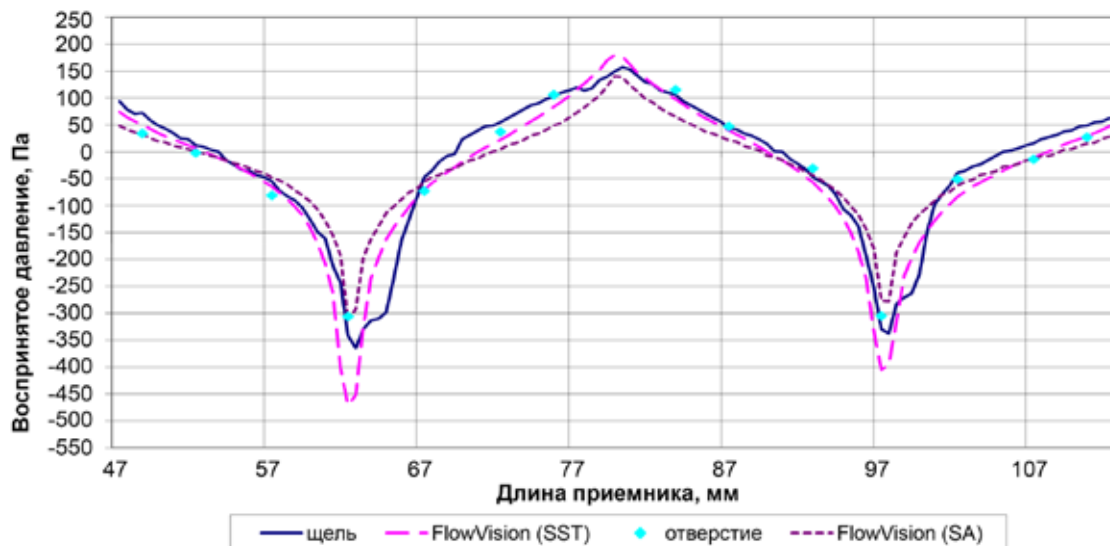


Рис. 3. Распределение давления по длине профилированного участка при скорости набегающего потока 120 км/ч

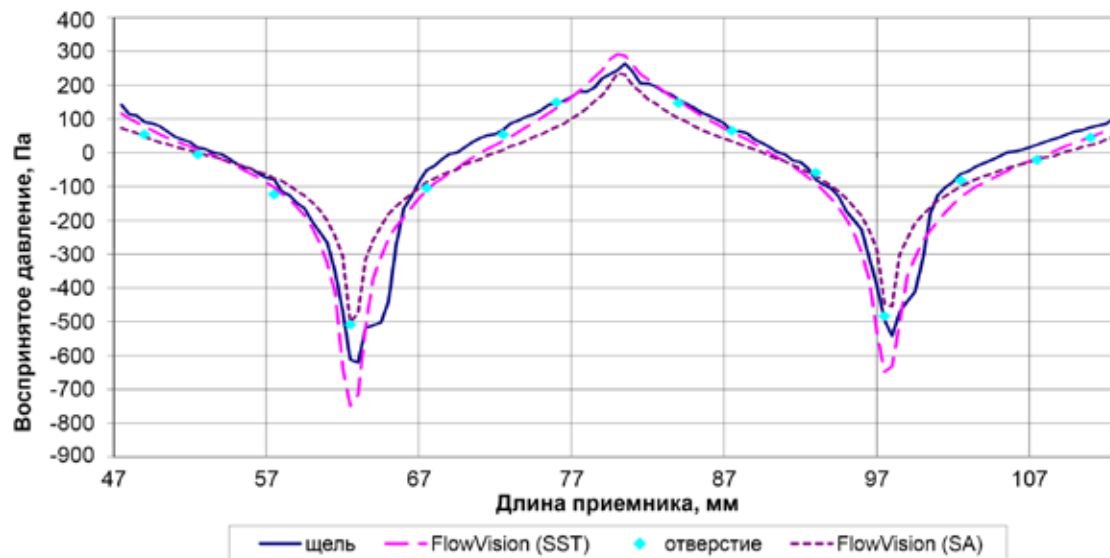


Рис. 4. Распределение давления по длине профилированного участка при скорости набегающего потока 150 км/ч

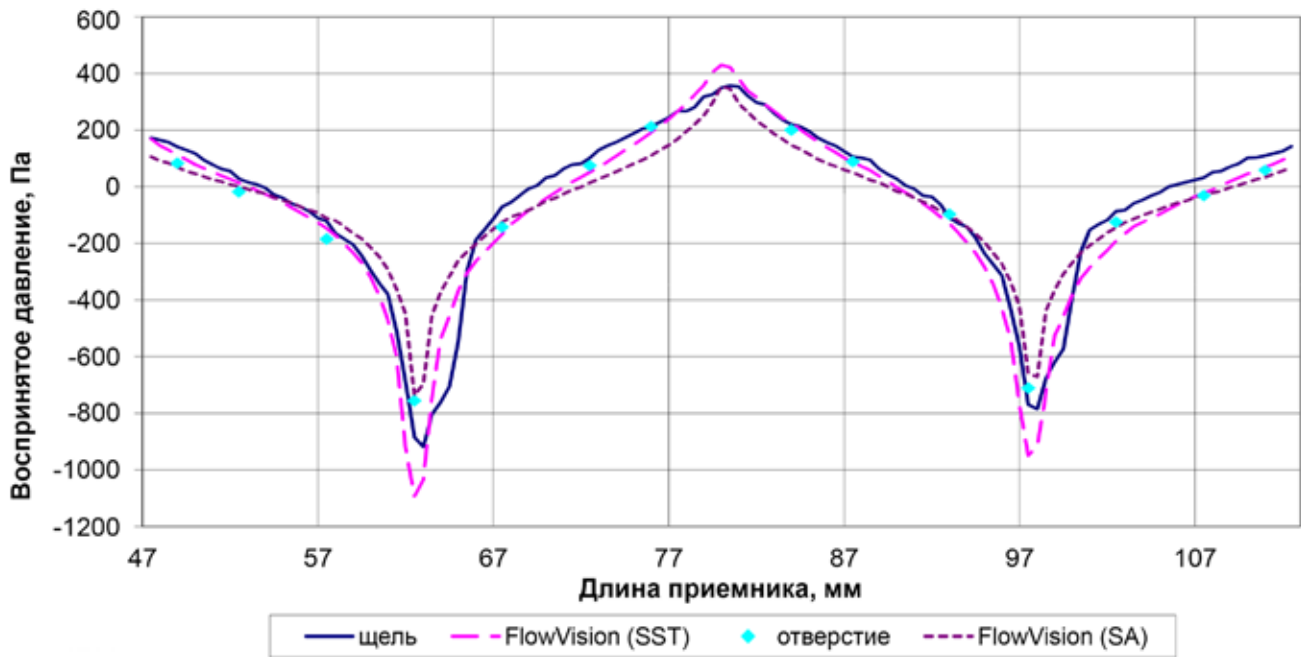


Рис. 5. Распределение давления по длине профилированного участка при скорости набегающего потока 180 км/ч

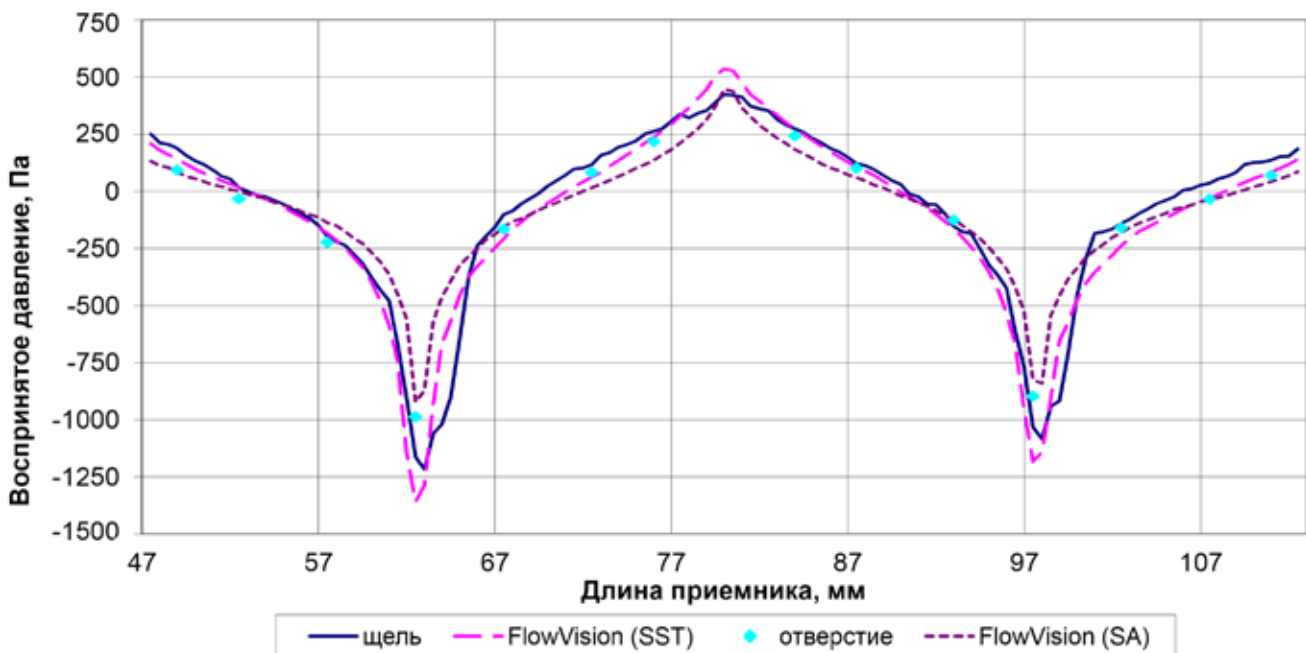


Рис. 6. Распределение давления по длине профилированного участка при скорости набегающего потока 200 км/ч

на рисунках 2–6 показано распределение давления по длине профилированного участка приемника при различных скоростях набегающего потока. Длина приемника отсчитывается от носовой части, все воспринятые давления приведены в Паскалях относительно давления невозмущенного потока.

Как видно из приведенных выше результатов, есть расхождение как между двумя проведенными экспериментами, так и между двумя математическими моделями SST и SA.

При анализе сходимости результатов исследования обращают на себя внимание следующие моменты:

- значительное расхождение наблюдается на задних гофрах, где возможно образование вихрей;
- ввиду того, что диаметр отверстий для отбора давления составляет 1,5 мм, происходит некоторое усреднение давления на этом участке;
- отсутствует достоверная информация о величине турбулентности потока в аэродинамической трубе.

Выводы и заключение

По результатам исследования можно сделать следующие выводы.

1. На профилированном участке ПВД имеются области повышенного и пониженного статического давления, что предоставляет возможность аэродинамической компенсации подпоров и разрежений в местах установки приемника на фюзеляже ЛА. В зависимости от геометрии наружной поверхности ПВД и выбора сечения отбора давления, величина коэффициента давления приемника может изменяться от -0,7 до +0,2.

2. На базе исследуемого макета можно построить многоканальный ПВД, позволяющий подключить к нему несколько развязанных друг от друга линий статического давления. Причем величины коэффициентов давлений в этих линиях могут быть как одинаковыми, так и различными.

3. Вокруг профилированного участка ПВД формируется расширяющаяся трубка тока. Об этом говорит увеличение давления в сечении второго пикового диаметра. Причем увеличение давления из-за расширения трубки тока превышает потери энергии потока, обусловленные гидросопротивлением.

4. В сечениях, где отбираемое давление равно $P_{ст}$ невозмущенного потока, наблюдается относительная независимость величины статического давления от скорости обтекания приемника. Лучше всего это видно на примере сечения, удаленного от носка ПВД на 52,5 мм. ПВД такой конфигурации будет иметь стабильный нулевой коэффициент давления.

5. В дальнейшем планируется проведение исследований влияния турбулентности набегающего потока на распределение давления по профилированному участку, в частности, проведение математического моделирования с увеличенной турбулентностью набегающего потока (порядка 3–5 %).

В целом получены удовлетворительные результаты математического моделирования, что позволяет в перспективе проводить проектирование приемников воздушных давлений с аэродинамической компенсацией, используя математическое моделирование и последующее уточнение скоростной и угловой характеристик приемника в аэродинамической трубе.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Петунин А.Н. Методы и техника измерений параметров газового потока (приемники давления и скоростного напора). – М. : Машиностроение, 1972. – 332 с.
2. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов : учеб. пособие / Г.И. Ключев [и др.]. – Ульяновск : УлГТУ, 2005. – 509 с.
3. Ефимов И.П., Конюхов Г.А., Федоров Н.Г. Математическая модель проточного приемника воздушных давлений. – Ульяновск, 1993. – 16 с. – Деп. в ВИНТИ ДР5129, пр. 07.93.
4. Ефимов, И.П., Конюхов Г.А., Федоров Н.Г. К расчету многоканальных приемников воздушных давлений. – Ульяновск, 1993. – 6 с. – Деп. в ВИНТИ ДР5128, пр. 07.93.