

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРИЕМНИКОВ ВОЗДУШНЫХ ДАВЛЕНИЙ

Истомин Д.А.¹, Ефимов И.П.², к.т.н., доцент, Сорокин М.Ю.¹, к.т.н.

¹ ОАО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения», Ульяновск, Россия

² Ульяновский государственный технический университет, Ульяновск, Россия

Для измерения высотно-скоростных параметров летательных аппаратов (ЛА) необходима информация о полном P_n и статическом $P_{ст}$ давлениях набегающего потока воздуха. Задача восприятия указанных давлений решается с помощью специальных устройств – приемников воздушных давлений (ПВД), устанавливаемых на борту летательных аппаратов. 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 , заключающегося в полном торможении потока в камере ПВД. Повышение же точности восприятия $P_{ст}$ до сих пор остается актуальной задачей, так как сам приемник и ЛА вносят возмущение в воздушный поток.

При установке ПВД на фюзеляже ЛА может появиться дополнительная составляющая погрешности и результирующая ошибка в полученных значениях аэрометрических параметров превысит допустимое значение.

В этом случае для определения значения $P_{ст}$ с допустимой точностью производится компенсация этой погрешности. Наиболее часто применяются два способа компенсации этой погрешности: алгоритмическая компенсация в системе воздушных сигналов и непосредственно в самом приемнике путем изменения его конструкции. Второй способ компенсации является наиболее привлекательным и заключается он в следующем: коэффициент давления ПВД должен быть по модулю равен коэффициенту давления в месте установки приемника на борту ЛА, но противоположный по знаку, что обеспечивает тогда восприятие неискаженного $P_{ст}$. Для получения требуемого коэффициента давления вводят компенсационный контур, который оказывает геометрическое воздействие на воздушный поток, что в свою очередь приводит к перераспределению потенциальной и кинетической энергии последнего. В данной статье приведены результаты исследования непроточного ПВД с компенсационным контуром в виде гофрированной поверхности. Общий вид исследуемого приемника приведен на рис. 1.

Исследования спектра обтекания ПВД проводились в аэродинамической лаборатории УКБП. 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.

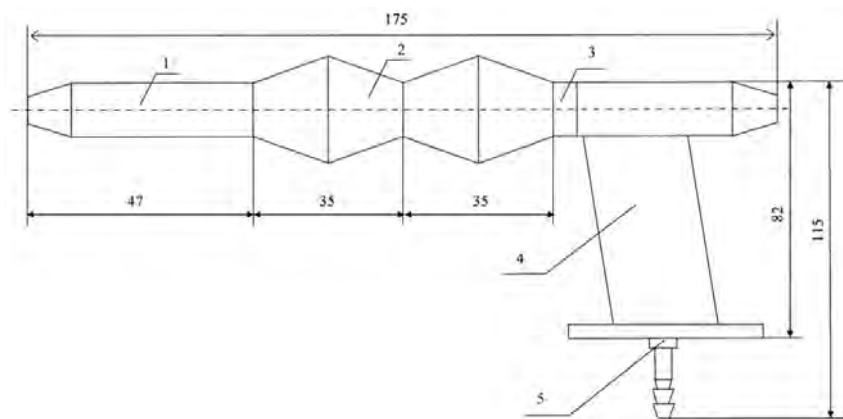


Рис. 1. Общий вид исследуемого макета непроточного ПВД: 1 – входной цилиндрический участок; 2 – профилированный участок; 3 – контрольная гайка; 4 – крепежный кронштейн; 5 – штуцер отбора статического давления

Также проведено математическое моделирование спектра обтекания рассматриваемого приемника с использованием программы [FlowVision](#) версии 2.x. 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 достоверных 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.

В таблице приведены результаты экспериментов и математического моделирования («щель» – для случая отбора давления щелью, «отв.» – отбор давления отверстиями, «SST» и «SA» – математическое моделирование с использованием моделей турбулентности SST и SA соответственно), на рис. 2-4 пока-

зано распределение давления по длине профилированного участка приемника при различных скоростях набегающего потока. Длина L отсчитывается от носовой части ПВД, все воспринятые давления приведены в Паскалях относительно давления невозмущенного потока. Моделирование отдельных режимов с использованием программы следующего поколения [FlowVision HPC](#) дало практически те же самые результаты, что и [FlowVision v.2.x](#).

Распределения давления (Па) по длине компенсационного контура

Длина L , мм	100 км/ч				150 км/ч				200 км/ч			
	щель	отв.	SST	SA	щель	отв.	SST	SA	щель	отв.	SST	SA
49	47	23	34	23	90	54	78	48	188	93	139	86
52.5	9	0	5	0	14	-5	10	1	15	-32	17	1
57.5	-39	-54	-44	-34	-78	-123	-102	-76	-196	-223	-183	-138
62.5	-239	-201	-322	-210	-612	-508	-748	-501	-1162	-986	-1358	-921
67.5	-45	-57	-50	-39	-51	-104	-111	-87	-102	-165	-207	-156
72.5	41	28	15	2	67	54	35	8	118	82	63	17
76	71	76	57	33	145	149	132	76	263	217	238	137
84	71	80	68	45	157	147	155	102	275	242	279	183
87.5	33	34	27	15	64	65	61	34	122	101	109	61
93	-27	-27	-39	-30	-80	-59	-90	-68	-153	-126	-162	-123
97.5	-200	-207	-275	-185	-494	-483	-648	-446	-1032	-896	-1182	-824
102.5	-27	-30	-58	-44	-63	-82	-130	-100	-141	-160	-237	-180
107.5	12	-13	-8	-10	24	-21	-16	-21	35	-34	-28	-38
111	33	21	20	10	75	45	47	23	136	70	85	43

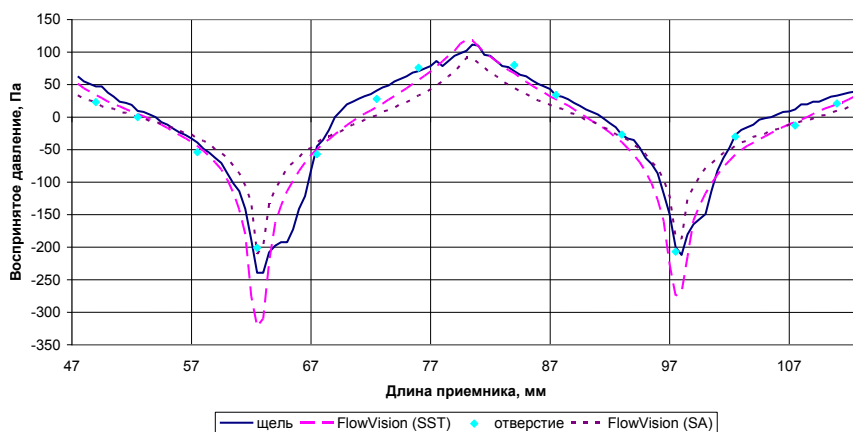


Рис. 2. Распределение давления по длине профилированного участка при скорости набегающего потока 100 км/ч

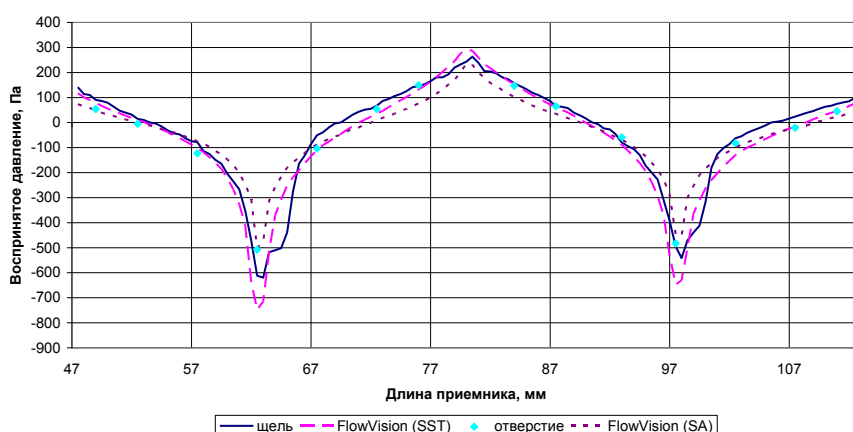


Рис. 3. Распределение давления по длине профилированного участка при скорости набегающего потока 150 км/ч

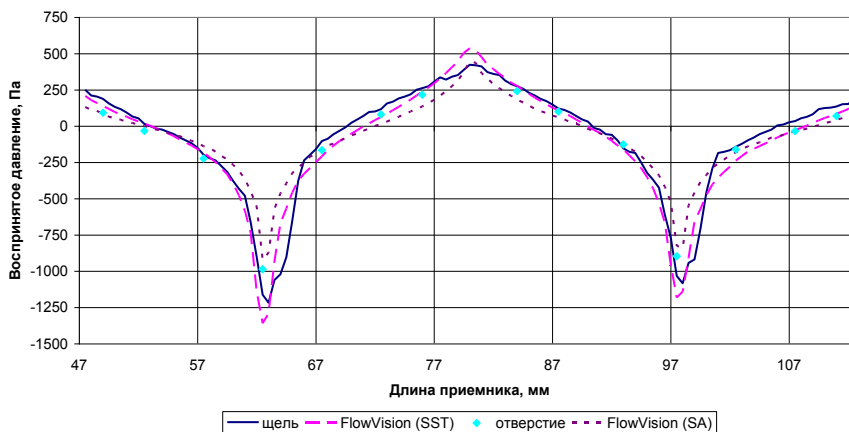


Рис. 4. Распределение давления по длине профилированного участка при скорости набегающего потока 200 км/ч

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.

По результатам исследования можно сделать следующие заключения.

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 ПВД с аэродинамической компенсацией, используя математическое моделирование и последующее уточнение скоростной и угловой характеристик приемника в аэродинамической трубе.