

## ПРИМЕНЕНИЕ ЧИСЛЕННЫХ МЕТОДОВ В РАЗРАБОТКЕ ЗОНДОВЫХ СРЕДСТВ ВОСПРИЯТИЯ ВОЗДУШНЫХ ДАВЛЕНИЙ

© 2016 М.М. Дубинина<sup>1</sup>, М.Ю. Сорокин<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Ульяновский государственный технический университет

<sup>2</sup> АО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения»

Статья поступила в редакцию 17.10.2016

В статье представлены результаты применения численных методов, основанных на методе конечных объемов, в процессе разработки зондовых средств восприятия воздушных давлений. Представлена методика математического моделирования приемников воздушных давлений, которая позволяет получать результаты моделирования с заранее прогнозируемой погрешностью. Используя данную методику, была получена оценка влияния модели турбулентности на результат моделирования, а также проведены исследования возможности компенсации статического давления и разработан способ компенсации.

*Ключевые слова:* численные методы, математическое моделирование, модель турбулентности, статическое давление, аэродинамическая компенсация.

### ВВЕДЕНИЕ

Бортовые средства информационного обеспечения полетов вертолета включают большое число измерителей различного назначения, наиболее значимыми из которых являются измерители высотно-скоростных параметров. Прообразом таких измерителей является трубка Пито, предложенная для определения скорости движения воды в открытом русле [1]. Рассматриваемые зондовые средства включают в себя различные приемники воздушных давлений, которые обеспечивают первичной информацией указатели и системы воздушных сигналов для дальнейшего вычисления высотно-скоростных параметров движения летательного аппарата [2]. В настоящее время повышение точности измерения значений полного и статического давлений набегающего воздушного потока на летательных аппаратах остается актуальной задачей. Испытания и подтверждение метрологических характеристик приемников занимают достаточно большое количество времени и требуют значительных материальных затрат, поэтому на данный момент все чаще применяют математическое моделирование.

В программных продуктах, моделирующих процессы течения жидкости и газа, лидирующее положение занимает метод конечных объемов (МКО), который заключается в том, что расчетная область разбивается на элементарные объемы, и дифференциальное уравнение в краевой задаче заменяется интегральными балансными

соотношениями для каждого из этих объемов. После этого интегралы в соотношениях аппроксимируются с использованием значений искомой функции в узлах сетки или значений производных искомой функции, взятых из краевых условий. В результате получается система линейных алгебраических уравнений, решением которой является вектор значений искомой функции в узлах сетки. Данный метод отличается точностью и устойчивостью решения.

В рамках статьи показано применение математического моделирования (численных методов) в процессе разработки приемников воздушных давлений с учетом возможной аэродинамической компенсации, а также приведены результаты исследований применения различных моделей турбулентности.

### МЕТОДИКА МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ЗОНДОВЫХ СРЕДСТВ

Для получения результатов математического моделирования с приемлемой точностью требуется соблюдать определенный порядок действий с учетом проведенных ранее исследований. В данной статье даются рекомендации по проведению математического моделирования и рассматриваются особенности численного моделирования восприятия давления приемниками воздушных давлений на отдельных этапах в следующей последовательности:

- подготовка геометрической модели;
- подготовка сетки конечных элементов;
- подготовка расчетной модели;
- проведение расчета;
- анализ результатов.

Суть первого этапа заключается в формировании воздушного пространства вокруг ис-

*Дубинина Мария Михайловна, аспирант кафедры «Измерительно-вычислительные комплексы».*

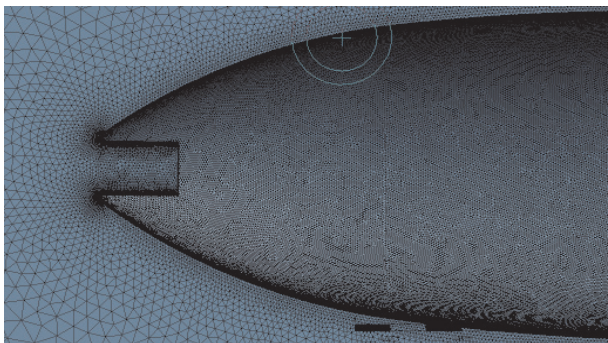
*E-mail: masha\_dubinina.73@mail.ru*

*Сорокин Михаил Юрьевич, кандидат технических наук, начальник расчетно-теоретического отдела.*

*E-mail: msminich@gmail.com*

следуемого зондового средства. В идеальном случае требования к воздушному пространству аналогичны требованиям аэродинамических труб (например, по соотношению площадей миделевого сечения), но так как на практике это сложно реализовать, то используют приближенные условия.

При создании сетки конечных элементов необходимо учитывать соотношение «затраченные вычислительные ресурсы/точность решения». Наилучшей является гексагональная сетка конечных элементов, но ее создание требует определенной подготовки и сил, поэтому рекомендуется построение тетраэдральной сетки конечных элементов. Так как обтекание исследуемых зондовых средств носит турбулентный характер, то для корректного описания пограничного слоя вокруг объекта необходимо измельчение сетки конечных элементов – это ведет к резкому увеличению количества ячеек. Для того чтобы избежать резкого увеличения количества конечных элементов используют призматический слой, элементы которого имеют высоту, значительно меньше площади основания. На рис. 1 показана реализация тетраэдральной сетки с призматическим слоем.



**Рис. 1.** Реализация тетраэдральной сетки конечных элементов с призматическим слоем

В данной статье не рассматриваются вопросы использования программ построения сетки конечных элементов, предлагаемые подходы одинаковы как в свободно-распространяемых программах (NetGen, EnGrid, Salome и т. д.), так и в коммерческих программах (Ansys, Cosmos и т. д.).

Для проведения расчета необходимо правильно задать свойства среды, определить граничные условия, задать тип решаемой задачи, выбрать схемы решения и модель турбулентности. Следует отметить, что нет универсальной модели, каждая модель подходит для конкретного характера движения и от выбора модели турбулентности зависит погрешность получаемого решения.

Оценить точность полученного решения, если нет результатов экспериментов (либо они ненадежны) чрезвычайно сложно, однако можно следовать общим рекомендациям [3] при оценке получаемых результатов.

В целом рассмотренные этапы методики математического моделирования подходят для любого сочетания программ подготовки расчетной модели, проведения непосредственно самого расчета и просмотра результатов.

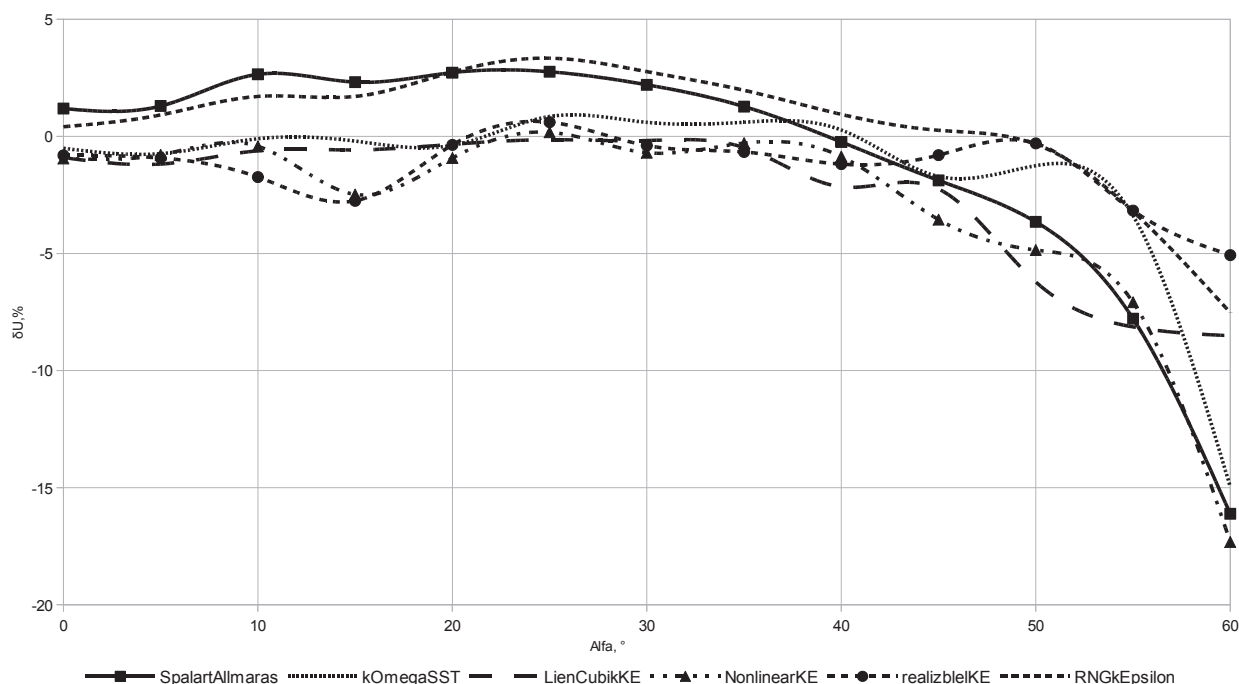
Для подтверждения выше сказанного рассмотрим вопрос о выборе модели турбулентности для моделирования внешнего обтекания воздухом приемника воздушных давлений.

## ВЛИЯНИЕ МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

Представим влияние модели турбулентности на угловую характеристику (зависимость воспринимаемого воздушного давления от угла скоса набегающего потока) на примере приемника полного давления. Экспериментально подтверждается, что если ось приемной трубки совпадает с направлением потока, то приемник полного давления (ППД) измеряет истинное полное давление. Однако в тех случаях, когда направление потока не только неизвестно, но и является переменной величиной, приемник не всегда удается установить по направлению потока. В таком случае величина давления, воспринимаемого приемником, не будет равна величине истинного полного давления набегающего воздушного потока – появляется угловая погрешность приемника [2].

Расчет угловой характеристики проводился с помощью программы *OpenFoam* [4], которая применяется для моделирования течения жидкости и газа. Использовался решатель *simpleFoam* – стационарная программа решения для турбулентного течения неньютоновой жидкости. При вычислении не учитывалась шероховатость поверхности и крепление приёмников к поверхности летательного аппарата. Исходными данными для математического моделирования являлись скорость потока, угол между направлением потока и осью ППД, а также плотность воздуха. Использовалась тетраэдральная сетка с призматическим слоем вблизи поверхности приемника для учета пограничного слоя. В целом параметр  $y^+$  не превышал 1, что является показателем правильного описания процессов в пограничном слое. Для сравнения выбраны наиболее популярные модели турбулентности: *SpalartAllmaras*, *kOmegaSST*, *LienCubicKE*, *NonlinearKE*, *realizableKE*, *RNGkEpsilon* [5]. Проведено сравнение результатов моделирования с экспериментальными данными. Результаты моделирования приведены на рис. 2 [6].

Из полученных результатов видно, что при различных диапазонах углов скоса набегающего потока отдельные модели турбулентности показывают наилучшие результаты. Для выбора модели турбулентности, которую целесообразно использовать при моделировании приемников полного давления, определена максимальная по



**Рис. 2.** Зависимость относительной погрешности моделирования  $\delta U$  от угла скаса набегающего потока  $\alpha$ , скорость потока  $\sim 74$  м/с

модулю величина относительной погрешности для нескольких диапазонов углов скаса набегающего потока воздуха (табл. 1, подчеркиванием выделены значения минимальной по модулю величины относительной погрешности для каждого диапазона углов набегающего потока).

Лучшие модели турбулентности для ППД (скорость  $\sim 74$  м/с) при углах: нулевых – *RNGkEpsilon*; до  $10^\circ$  – *kOmegaSST*; до  $20^\circ$  – *kOmegaSST*; до  $30^\circ$  – *kOmegaSST*; до  $40^\circ$  – *kOmegaSST*; до  $50^\circ$  – *kOmegaSST*; до  $60^\circ$  – *realizableKE*.

Наиболее универсальной моделью является *kOmegaSST*, так как ее использование при моделировании в пакете *OpenFoam* обеспечивает наилуч-

шую сходимость расчетных и экспериментальных данных для всех диапазонов углов скаса потока. Использование других моделей турбулентности в отдельных случаях позволяет получить результаты с меньшей погрешностью, однако такие случаи не поддаются систематизации и не могут быть спрогнозированы заранее. Исходя из вышеизложенного, при дальнейших расчетах рекомендуется применять модель турбулентности *kOmegaSST*, как наиболее подходящую для решения задач моделирования аналогичных приемников, так как она сочетает преимущества *k- $\omega$*  модели при описании пристеночных слоев и *k- $\epsilon$*  модели при описании потоков вдали от стенок.

**Таблица 1.** Максимальная относительная погрешность математического моделирования в зависимости от диапазонов изменения углов скаса набегающего потока

Угол, градусы	Относительная погрешность, %					
	SpalartAllmaras	kOmegaSST	LienCubicKE	NonlinearKEShin	realizableKE	RNGkEpsilon
0	1,19	-0,51	-0,91	-0,94	-0,81	<u>0,41</u>
От 0 до 10	2,65	<u>-0,74</u>	-1,18	-0,94	-1,74	1,75
От 0 до 20	2,65	<u>-0,74</u>	-1,18	-2,48	-2,75	2,75
От 0 до 30	2,76	<u>0,85</u>	-1,18	-2,48	-2,75	3,34
От 0 до 40	2,76	<u>0,85</u>	-2,15	-2,48	-2,75	3,34
От 0 до 50	-3,65	<u>-1,71</u>	-6,22	-4,85	-2,75	3,34
От 0 до 60	-16,12	-14,96	-8,51	-17,32	<u>-5,07</u>	-7,52

### ВЫБОР КОМПЕНСАЦИОННОЙ ЧАСТИ ДЛЯ ВОСПРИЯТИЯ СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ

Далее рассмотрим применение численных методов на примере макета приемника воздушных давлений для вертолета.

Свойства вертолета: перемещаться во всех направлениях в пространстве, висеть над определенной точкой на околонулевых скоростях и т.д., - определяют особенности приборов и систем, обеспечивающих безопасный полет вертолета.

В условиях воздействия индуктивного потока от несущего винта изменяется угол скоса набегающего потока по отношению к установленным на борту приемникам воздушных давлений, что в свою очередь ведет к изменению ошибки восприятия воздушных давлений при изменении продольной скорости движения вертолета.

Для разработки способа компенсации восприятия статического давления проведено математическое моделирование внешнего обтекания исходного макета приемника воздушных давлений разработки АО УКБП.

Приборная скорость вычислялась по формуле [7]:

$$V_{пр} = 2739,3165 \sqrt{(1 + (P_n - P_{ст})/101325)^{\frac{1}{0,55}}}, [км/ч], (1)$$

где  $P_n$  – воспринятое полное давление после камеры торможения, [Па];

$P_{ст}$  – воспринятое статическое давление, [Па].

Горизонтальная продольная скорость  $V_x$  вычислялась по формуле:

$$V_x = V \cdot \cos(\alpha), [км/ч], (2)$$

где  $\alpha$  – угол скоса потока, град.

Погрешность вычисления скорости  $\Delta V_{пр}$  определялась по формуле

$$\Delta V_{пр} = V_{пр} - V_x, [км/ч], (3)$$

где  $V_x$  – продольная составляющая скорости, [км/ч].

Высота, измеренная приемником, определялась по формуле:

$$H_{пр} = \frac{8,96196 - (P_{ст} + 101325)^{0,1902681}}{0,000202162}, [м]. (4)$$

Погрешность измерения высоты приемником определялась по формуле:

$$\Delta H = H_{пр} - H_0, [м]. (5)$$

Поскольку расчет проведен для  $H_0 = 0$  м, то  $\Delta H = H_{пр}$ .

Влияние угла набегающего потока  $\alpha$  на определяемую приемником скорость и высоту представлено на рис. 3.

Из рис. 3 видно, что величина погрешности приборной скорости и погрешность измерения высоты выходят за допустимые пределы  $\pm 10$  км/ч и  $\pm 10$  м на нулевой высоте [8].

Основная сложность компенсации воспринимаемых давлений заключается в том, что корректировка восприятия статического давления сказывается как на высоте, так и на скорости полета, причем уменьшение погрешности по высоте ведет к увеличению погрешности по скорости.

В дальнейшем будет рассмотрена компенсация восприятия статического давления для уменьшения погрешности измерения.

Проведенный патентный обзор показал, что за прототип уместно принять приемник воздушных давлений, патент РФ №66059, рис. 4, который имеет гофрированную поверхность для компенсации восприятия статического давления. Данный приемник нацелен на компенсацию вос-

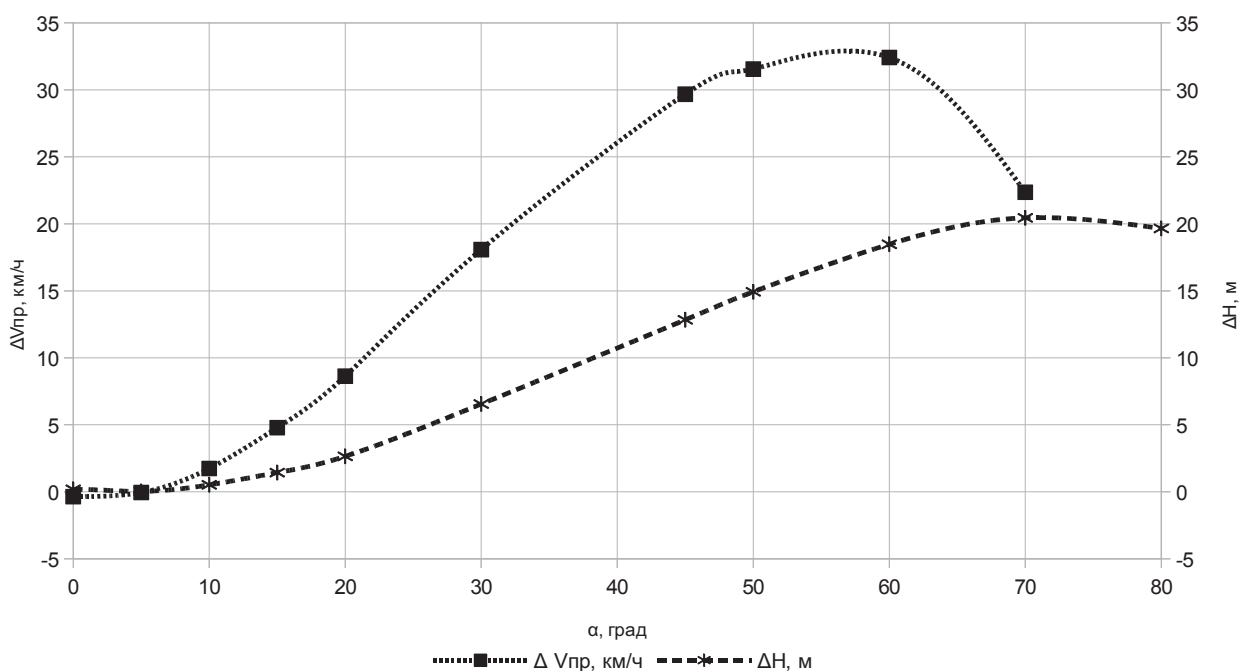


Рис. 3. Влияние угла набегающего потока на определяемую приемником скорость и высоту

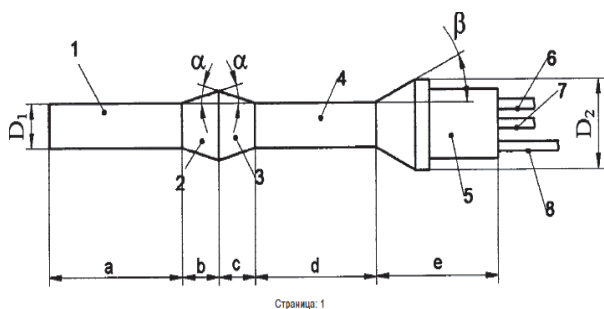


Рис. 4. Приемник давлений по патенту Российской Федерации № 66059 27.08.2007 г.

приятия только статического давления, что ведет к уменьшению погрешности измерения высоты полета и к увеличению погрешности измерения скорости в условиях воздействия индуктивного потока. Величина аэродинамической компенсации также является постоянной величиной и не зависит от скорости набегающего потока [9].

По результатам математического моделирования Макета 1 (отверстия отбора статического давления находятся на передней поверхности компенсационного контура), Макета 2 (отверстия отбора статического давления находятся на задней поверхности компенсационного контура) и

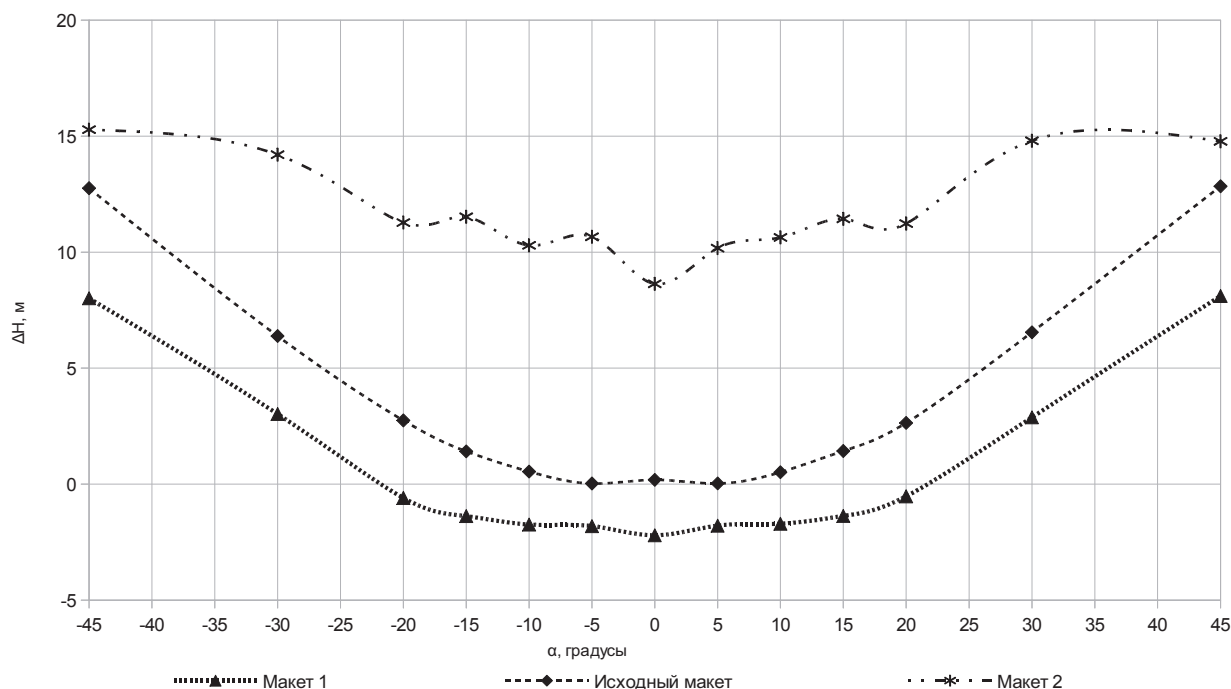


Рис. 5. Зависимость погрешности измерения высоты от угла набегающего потока  $\alpha$

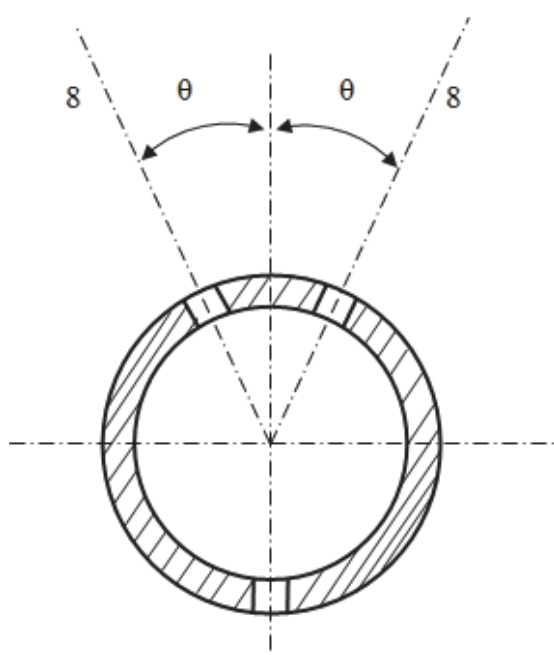


Рис. 6. Расположение отверстий отбора статического давления

исходного макета приемника на рис. 5 показана зависимость погрешности измерения высоты от угла набегающего потока.

Из рис. 5 видно, что в зависимости от места установки приемника можно подобрать необходимую компенсацию путем изменения конструкции самого приемника.

Таким образом, требуется исследовать конструкцию приемника воздушных давлений, которая обеспечивает изменение величины аэродинамической компенсации в зависимости от продольной скорости движения вертолета, учитывая угол скоса набегающего потока от несущего винта.

По разработанной методике математического моделирования [3] было проведено моделирование приемника воздушных давлений (Экспериментальный макет), в котором группа отверстий отбора статического давления, расположенная на компенсационном контуре выполнена таким образом, чтобы оси двух отверстий отбора статического давления были в верхней части приемника и разведены на угол  $\theta$ , рис. 6.

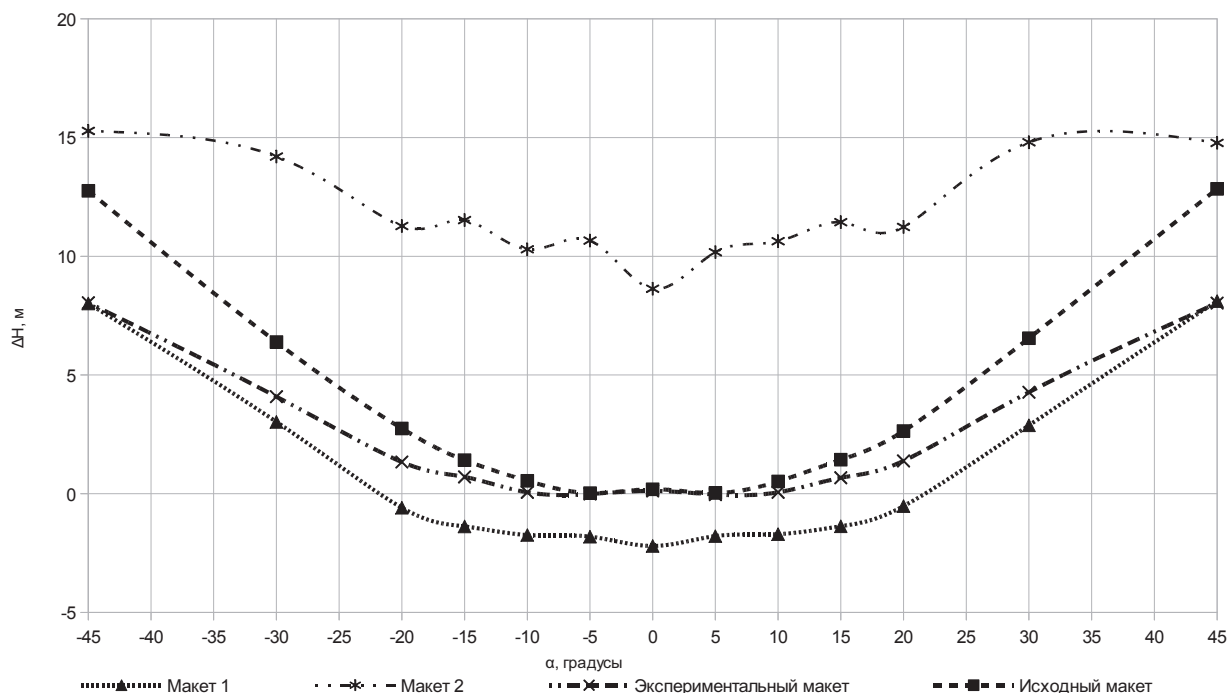


Рис. 7. Зависимость погрешности измерения высоты от угла набегающего потока  $\alpha$

Из проведенных ранее исследований [10], подтверждено, что нулевой коэффициент давления находится в верхней части приемника при угле  $\theta=37^\circ$ . Расположение двух отверстий в данных местах позволяет определять высоту полета летательного аппарата с минимальной погрешностью и как минимум одно отверстие внизу необходимо для эффективного удаления посторонних частиц из камеры статического давления.

Проведенное сравнение математического моделирования макетов приемника показало, рис. 7, что величина погрешности измерения высоты Экспериментального макета приемника не выходит за допустимые пределы  $\pm 10$  м на нулевой высоте [8].

Таким образом, при воздействии индуктивного потока погрешность измерения высоты может быть уменьшена до приемлемых значений. Основываясь на проведенных исследованиях, компенсации статического давления можно добиться путем изменения расположения отверстий отбора статического давления, как по длине приемника, так и в плоскости поперечного сечения.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотренные этапы методики математического моделирования подходят для любого сочетания программ подготовки расчетной модели, проведения непосредственно самого расчета и просмотра результатов.

Учитывая проведенные ранее исследования по разработке способа компенсации статического

давления, получили результаты:

- смещение расположения отверстий отбора статического давления вдоль длины приемника на расстояниях 45, 57 и 70 мм от начала приемника практически не оказывает влияния на распределение давления по поверхности приемника. Близкое значение коэффициента давления к нулевому получается в плоскости поперечного сечения в двух диапазонах углов  $\theta$ : от  $20^\circ$  до  $40^\circ$  и от  $320^\circ$  до  $340^\circ$  при всех рассматриваемых скоростях и углах скоса потока [10];

- проведено исследование влияния угла поворота отверстий на измерение статического давления. Наименьшей погрешностью обладает приемник, отверстия которого повернуты вперед к потоку под углом  $45^\circ$  относительно оси симметрии приемника [10].

Таким образом, показано, что применение численных методов позволяет сократить время разработки, сократить число испытаний и получить заранее прогнозируемые характеристики приемника с известной погрешностью.

### 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: Учебное пособие [под. ред. В.А. Мишина] / Г.И. Ключев, Н.Н. Макаров, В.М. Солдаткин, И.П. Ефимов Ульяновск: УлГТУ, 2005. 509 с.
3. Дубинина М.М., Сорокин М.Ю. Методика математического моделирования зондовых средств восприятия воздушных давлений // Датчики и системы. 2013. №6. С.9-15.

4. Официальный сайт программы OpenFOAM. URL: <http://www.openfoam.com> (дата обращения 12.05.2016).
5. Langley Research Center. Turbulence Modeling Resource. URL: <http://turbmodels.larc.nasa.gov/index.html> (дата обращения 21.04.2016).
6. Дубинина М.М., Сорокин М.Ю. Выбор модели турбулентности для математического моделирования зондовых средств восприятия давлений // Вестник Ульяновского государственного технического университета. 2013. №2. С. 28-32.
7. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Изд-во стандартов, 1982. 182 с.
8. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. М.: Авиаиздат, 2014. 266 с.
9. Березин Ю.А., Кожевников В.И., Козицин В.К., Кудрявцев Л.С., Макаров Н.Н., Сорокин М.Ю. Приемник статического и полного давлений преимущественно для вертолетов: Пат. 66059 (РФ). 2007.
10. Дубинина М.М., Сорокин М.Ю. Математическая модель распределения давления по поперечному сечению приемника воздушных давлений // Автоматизация процессов управления. 2015. № 4 (42). С. 96-100.

## APPLICATION OF NUMERICAL METHODS IN THE DEVELOPMENT AIR PRESSURE PROBE

© 2016 М.М. Dubinina<sup>1</sup>, М. Yu. Sorokin<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Ulyanovsk State Technical University

<sup>2</sup>JSC "Ulyanovsk Instrument Manufacturing Design Bureau"

The article presents result of application of numerical methods, based on FVM, during development of air pressure probe. The presented technique of mathematical modeling allows to receive modeling results with earlier predicted errors. Influence of turbulence model on the modeling result with presented technique was estimate, possibilities to compensate static pressure was research and a method of compensation was develop.

*Keywords:* numerical methods, mathematical modeling, turbulence model, static pressure, aerodynamic compensation.

---

*Mariya Dubinina, Graduate Student.*

*E-mail: masha\_dubinina.73@mail.ru*

*Mikhail Sorokin, Candidate of Technics, Head of the Design-Theoretical Department. E-mail: msmminich@gmail.com*