

УДК 681.586

М.М. Дубинина, М.Ю. Сорокин

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ПО ПОПЕРЕЧНОМУ СЕЧЕНИЮ ПРИЕМНИКА ВОЗДУШНЫХ ДАВЛЕНИЙ

Дубинина Мария Михайловна, окончила магистратуру Ульяновского государственного технического университета по направлению «Приборостроение». Аспирант кафедры «Измерительно-вычислительные комплексы» УлГТУ. Инженер-конструктор 2 категории расчетно-теоретического отдела АО «УКБП». Имеет статьи, изобретения в области зондовых средств восприятия давлений аэроматрических систем летательных аппаратов. [e-mail: masha_dubinina.73@mail.ru].

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

Аннотация

В статье представлены результаты исследования приемников воздушных давлений (ПВД). Проведено математическое моделирование распределения давления по поверхности приемника в плоскости поперечного сечения, которое показало, что смещение расположения отверстий отбора статического давления по длине приемника практически не оказывает влияния на распределение давления по поверхности приемника. По результатам математического моделирования получен массив данных для построения математической модели ПВД для определения давления по поверхности приемника. Предложен способ компенсации восприятия давления, основанный на балансе масс, благодаря которому повышение точности восприятия статического давления возможно не только перемещением отверстий отбора статического давления по периметру поперечного сечения приемника, но и изменением диаметра отверстий, что в конечном итоге позволяет добиться требуемой характеристики восприятия статического давления от угла скоса и скорости набегающего потока.

Ключевые слова: математическое моделирование, приемник воздушных давлений, распределение давления, расход воздуха.

A MATHEMATICAL MODEL OF PRESSURE TRAVERSE OF A PITOT-STATIC SYSTEM CROSS SECTION

Maria Mikhailovna Dubinina, Post-graduate Student of the Department of Measuring and Computing Complexes; got the Master's Degree in Instrument Engineering of Ulyanovsk State Technical University; a design-engineer of the Design-Theoretical Department at Ulyanovsk Instrument Manufacturing Design Bureau (UIMDB) Joint-Stock Company; an author of articles and inventions in the field of sensors for pressure perception of aircraft aerometric systems. e-mail: masha_dubinina.73@mail.ru.

Mikhail Iurievich Sorokin, Candidate of Engineering, Associate Professor at the Department of Measuring and Computing Complexes; graduated from the Faculty of Information Systems and Technologies of Ulyanovsk State Technical University; Head of a department at Ulyanovsk Instrument Manufacturing Design Bureau (UIMDB) Joint-Stock Company; an author of articles and inventions in the field of sensors for pressure perception of aircraft aerometric systems. e-mail: rto@ukbp.ru.

Abstract

The article considers the results of researching pitot-static systems. The authors have been created mathematical model of pressure traverse of a pitot-static system cross-section. The model has shown that shifting the arrangements of static pressure tap holes along the receiver length has no effect on pressure distribution over the receiver surface essentially. From the results of mathematical modelling, the authors have obtained the data array for a model of a pitot-static system in order to detect surface pressure. The method of pressure perception compensation on the basis of mass balance has been suggested. Due to this, improvement of static pressure perception accuracy can be provided not only by shifting the

arrangements of static pressure tap holes along the receiver cross section perimeter but also by changing the diameter of holes. This can eventually help to achieve required characteristics of static pressure perception of a chamfer angle and incident flow speed.

Key words: mathematical modelling, pitot-static system, pressure traverse, air consumption.

ВВЕДЕНИЕ

Для управления летательными аппаратами (ЛА) необходимо получение информации о высоте и скорости полета, которые рассчитываются на основе информации о полном и статическом давлении набегающего воздушного потока. Полное давление набегающего воздушного потока воспринимается более точно, по сравнению со статическим давлением на высоте полета [1]. Это связано с методом восприятия полного давления, заключающегося в полном торможении потока в камере приемника воздушных давлений (ПВД). Повышение же точности восприятия статического давления до сих пор остается актуальной задачей, так как сам приемник и ЛА вносят возмущение в воздушный поток.

Целями данной работы являются проведение математического моделирования распределения давления по поверхности приемника в плоскости поперечного сечения, создание математической модели зависимости давления на поверхности приемника от параметров набегающего потока и разработка способа компенсации статического давления в широком диапазоне углов скоса потока.

ОПИСАНИЕ ИССЛЕДУЕМОГО ПРИЕМНИКА И МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

Исследовался макет ПВД, который предназначен в первую очередь для вертолетной техники и должен обеспечивать первичной информацией бортовые системы при работе в условиях воздействия индуктивного потока от несущего винта. Макет представляет собой осесимметричное тело вращения с цилиндрической внешней поверхностью. На расстоянии приблизительно пяти диаметров от носовой кромки расположены отверстия отбора статического давления, что позволяет воспринимать статическое давление практически без искажений при нулевых углах скоса потока [2].

В патенте США № 3443431 [3] решается задача снижения искажения восприятия статического давления от изменения угла атаки самолета путем сверления приемных

отверстий на цилиндрической поверхности приемника под углом α навстречу потоку и разведения осей отверстий отбора статического давления на угол θ . Для восприятия полного давления используется известная трубка Пито, располагаемая в камере торможения потока. Внешний вид предлагаемого ПВД представлен на рисунке 1.

В данной работе рассматривается приемник, у которого группа отверстий статического давления выполнена таким образом, чтобы оси двух отверстий отбора статического давления были в верхней части приемника и разведены на угол θ и одно отверстие внизу, необходимое для эффективного удаления посторонних частиц из камеры статического давления [4]. На рисунке 2 приведена схема изменения угла θ в плоскости поперечного сечения приемника.

Математическое моделирование проводилось с помощью программы OpenFOAM, которая применяется для моделирования течения жидкости и газа. Использовался решатель simpleFoam – стационарная программа решения для турбулентного течения неньютоновой жидкости [5]. При вычислении не учитывалась шероховатость поверхности и крепление приемников к поверхности ЛА. Исходными данными для математического моделирования являлись скорость потока, угол между направлением потока и осью ПВД.

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.

Место расположения отверстий отбора статического давления необходимо выбирать так, чтобы по возможности снизить влияние скоса потока.

Для определения оптимального расположения отверстий отбора статического давления проведено моделирование изолированного приемника без отверстий отбора статического давления на скоростях 80, 100, 120, 160, 200 км/ч, углы установки приемника в потоке 0, 10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90 градусов; рассматривались три зоны

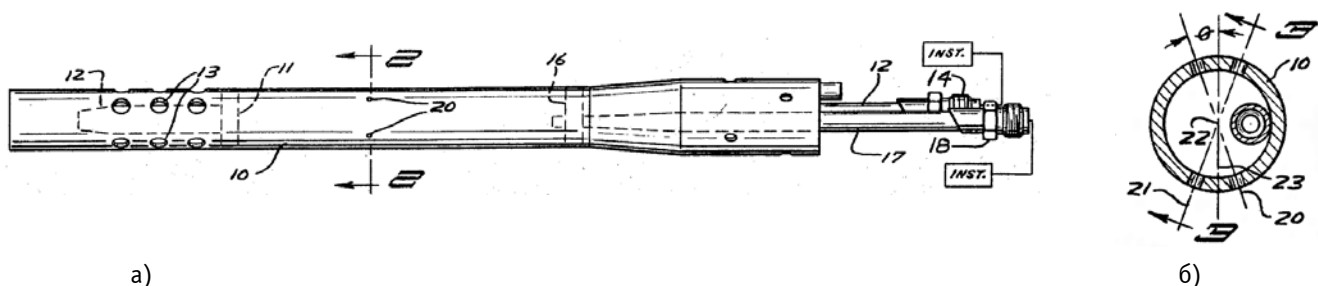


Рис. 1. Внешний вид предлагаемого приемника: а) приемник полностью; б) схема изменения угла θ в плоскости поперечного сечения

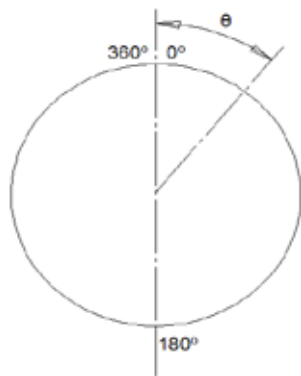


Рис. 2. Схема изменения угла θ в плоскости поперечного сечения приемника

возможного расположения статических отверстий (45, 57, 70 мм от начала приемника); построены эпюры распределения давлений.

На рисунке 3 приведено распределение давления по поверхности приемника в плоскости поперечного сечения на расстоянии 57 мм и при скорости 120 км/ч при всех углах скоса потока. Схема изменения угла θ по плоскости поперечного сечения приведена на рисунке 2. Изменение угла атаки происходит в продольной плоскости приемника, проходящей через точки, соответствующие углам 0 и 180 градусов на рисунке 2.

Из рисунка 3 можно сделать вывод, что близкое значение коэффициента давления к нулевому получается в плоскости поперечного сечения при двух диапазонах углов: от 20 до 40 градусов и от 320 до 340 градусов при всех скоростях и углах скоса потока, а точнее нулевой коэффициент давления находится в верхней части приемника при угле 37 градусов. Расположение двух отверстий в данных местах позволяет определять высоту полета ЛА

с минимальной погрешностью восприятия статического давления. Известно, что при поперечном обтекании цилиндров нулевому коэффициенту давления соответствует угол, равный 30 градусам [2]. Таким образом, при увеличении скоса потока вплоть до 90 градусов характер обтекания макета меняется от продольного до поперечного и наблюдается изменение углового положения точки нулевого коэффициента давления. Расположение отверстий отбора статического давления в указанных точках позволит сделать восприятие статического давления независимым от углов скоса набегающего потока, т. е. при работе в условиях воздействия индуктивного потока приемник обеспечит достоверной информацией по статическому давлению сопрягаемые системы (статическое давление используется при вычислении почти всех высотно-скоростных параметров движения ЛА) [6].

При углах скоса набегающего воздушного потока больше 20 градусов на поверхности приемника в плоскостях поперечного сечения в диапазоне углов от 70 до 290 градусов появляются колебания давлений за счет срыва потока от стенок приемника.

Существенного влияния на величину давления на внешних стенках приемника продольное смещение зоны расположения отверстий отбора статического давления в диапазоне 45–70 мм не принесло. Все следующие результаты приведены для отверстий, отстоящих от носика приемника на 57 мм.

Близкое значение коэффициента давления к нулевому получается в плоскости поперечного сечения при двух диапазонах углов: от 20 до 40 градусов и от 320 до 340 градусов, при всех скоростях и углах скоса потока.

Таким образом, для построения математической модели был получен массив данных методом математического

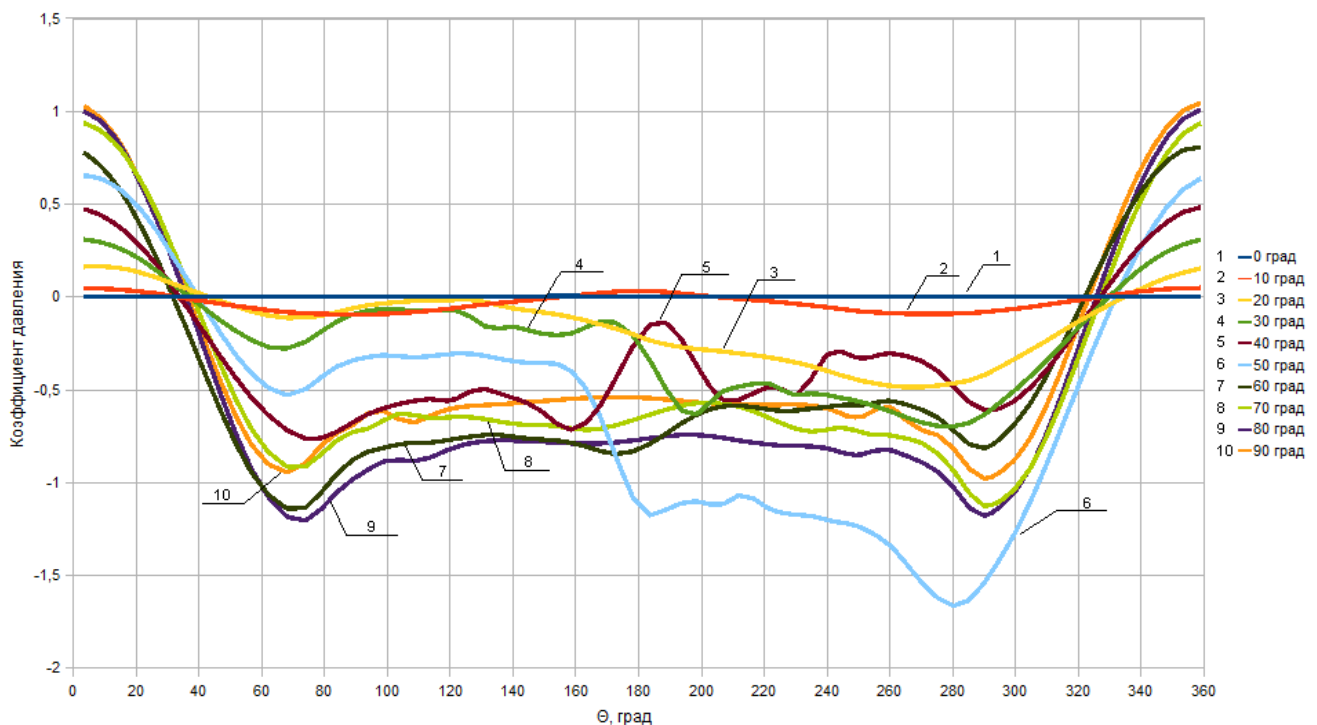


Рис. 3. Распределение коэффициентов давления

моделирования. Изменялись скорость потока, угол скоса и угол разведения осей отверстий отбора статического давления.

Для каждого набора значений варьируемых параметров рассчитаны с помощью математического моделирования значения полного давления. Результаты математического моделирования при скорости 120 км/ч приведены в таблице 1.

Общая математическая модель, которая представляет собой зависимость от скорости набегающего воздушного потока V (км/ч), угла скоса потока α (град), угла разведения осей отверстий отбора статического давления θ (град), представлена в виде полинома четвертой степени (исследования показали, что четвертой степени полинома достаточно для аппроксимации исходных данных с погрешностью не более 1%) и охватывает диапазоны по скорости набегающего потока от 80 км/ч до 200 км/ч и углов скоса набегающего потока от 0 до 90 градусов:

$$P_m(V, \alpha, \theta) = \sum_{i=1}^n C_i \cdot V^{k1_i} \cdot \alpha^{k2_i} \cdot \theta^{k3_i} \quad (1)$$

где C – коэффициент слагаемого;

$k1$ – степень параметра « V » (скорость набегающего воздушного потока);

$k2$ – степень параметра « α » (угол скоса потока);

$k3$ – степень параметра « θ » (угол разведения осей отверстий отбора статического давления);

n – общее количество слагаемых, $n = 70$.

Как было указано ранее, наилучшее расположение отверстий отбора статического давления соответствует диапазону от 20 до 40 градусов, однако в эксплуатации необходимо удаление из камеры статического давления посторонних частиц (песок, пыль), капелек воды, что означает обязательное наличие отверстия в нижней части.

Из рисунка 2 можно заметить, что при угле 180 градусов местное давление зависит от угла скоса потока и достигает величин $P \sim 0,9$. В связи с этим, возникает движение воздуха из области высоких давлений (верхние отверстия) в область низких давлений (нижнее отверстие), а для компенсации уменьшения давления в камере статического давления необходимо переместить верхние отверстия отбора статического давления в область повышенного статического давления. В целом должен соблюдаться баланс масс, который в первом приближении можно оценить как расход воздуха через верхние и нижнее отверстия по следующим зависимостям:

$$\sum_{i=1}^n Q_i = \sum_{i=1}^n \mu \cdot S_i \sqrt{\frac{2}{\rho} (P_{mi} - P_2)} = 0, \quad (2)$$

где Q_i – расход воздуха через i -е отверстие отбора статического давления;

n – количество отверстий отбора статического давления;

Таблица 1

Результаты математического моделирования, скорость 120 км/ч

| α , град | θ , град | | | | | | | | | |
|-----------------|-----------------|---------|----------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| | 0 | 10 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 80 | 140 | 180 |
| 0 | 1.94 | 1.89 | 2.5 | 2.36 | 2.26 | 2.26 | 2.34 | 2.8 | 2.23 | 2.07 |
| 10 | 32.79 | 30.08 | 20.27 | 4.03 | -14.28 | -31.48 | -47.6 | -62.21 | -17.12 | 22.94 |
| 20 | 110.78 | 111.29 | 90.08 | 52.37 | 9.91 | -31.74 | -66.36 | -68.58 | -41.8 | -154.47 |
| 30 | 210.67 | 197.11 | 139.76 | 55.53 | -34.61 | -119.28 | -181.5 | -125.56 | -108.75 | -212.9 |
| 40 | 322.96 | 292.93 | 189.62 | 47.63 | -117.71 | -284.98 | -427.64 | -517.13 | -370.65 | -119.44 |
| 50 | 444.27 | 428.27 | 324.32 | 164.13 | -23.49 | -201.54 | -327.94 | -293.06 | -235.52 | -785.88 |
| 60 | 529.7 | 466.85 | 269.2 | 24.1 | -253.19 | -520.4 | -716.99 | -714.5 | -512.1 | -544.75 |
| 70 | 637.49 | 599.53 | 433.04 | 198.57 | -82.4 | -356.62 | -560.63 | -574.81 | -465.02 | -435.84 |
| 80 | 680.69 | 630.24 | 424.06 | 156.52 | -165.12 | -479.58 | -724.84 | -775.49 | -526.63 | -519.51 |
| 90 | 698.84 | 641.12 | 431.36 | 171.14 | -135.37 | -418.54 | -606.51 | -542.77 | -389.95 | -370.36 |
| α , град | θ , град | | | | | | | | | |
| | 220 | 260 | 280 | 300 | 310 | 320 | 330 | 340 | 350 | 360 |
| 0 | 1.62 | 1.74 | 1.73 | 1.99 | 2.54 | 2.02 | 2.1 | 1.56 | 1.61 | 1.91 |
| 10 | -15.28 | -59.32 | -61.08 | -42.94 | -27.88 | -12.06 | 4.7 | 23.4 | 29.49 | 33.46 |
| 20 | -220.91 | -326.76 | -317.68 | -223.03 | -158.65 | -91.27 | -27.49 | 42.56 | 71.86 | 104.9 |
| 30 | -316.04 | -422.65 | -474.6 | -335.69 | -230.82 | -115.27 | 4.45 | 123.4 | 168.2 | 209.29 |
| 40 | -331.07 | -207.68 | -327.08 | -374.31 | -264.91 | -116.45 | 48.49 | 215.69 | 277.65 | 327.8 |
| 50 | -772.86 | -920.4 | -1132.29 | -853.03 | -606.81 | -331.36 | -47.3 | 227.96 | 334.93 | 434.25 |
| 60 | -411.91 | -382.4 | -488.87 | -456 | -283.92 | -57.28 | 190.04 | 423.44 | 502.61 | 547.73 |
| 70 | -440.76 | -508.67 | -634.79 | -694.61 | -506.3 | -229.78 | 85.97 | 409.33 | 532.37 | 636.74 |
| 80 | -540.32 | -563.99 | -696.99 | -704.69 | -493.45 | -196 | 137.88 | 471.5 | 591.27 | 685.44 |
| 90 | -395.95 | -407.32 | -554.59 | -587.86 | -391.79 | -110.77 | 206.66 | 519.46 | 629.34 | 709.22 |

μ – коэффициент расхода, который равен по различным источникам $0,6 \div 0,7$, можно принять одинаковым для расчета расходов Q_i ;

S_i – площади поперечного сечения отверстий отбора статического давления;

ρ – плотность воздуха;

P_{mi} – давление на внешней поверхности в зоне отбора статического давления;

P_2 – искомое давление в камере статического давления.

Как видно из приведенного выражения, расход зависит от перепада давлений и от диаметра отверстий (площадь поперечного сечения) при прочих равных условиях. Таким образом, можно не только перемещать отверстия отбора статического давления, а еще изменением диаметра отверстий добиться требуемой характеристики восприятия статического давления от угла скоса и скорости набегающего потока [7].

В соответствии с приведенной зависимостью расхода воздуха в отверстиях можно расположить отверстия по периметру поперечного сечения приемника для получения требуемой характеристики восприятия статического давления от скорости и углов скоса набегающего потока. В зависимости от места установки приемника может потребоваться функциональная зависимость восприятия статического давления от углов скоса потока, тогда достаточно решить уравнение баланса масс, задавая требуемое значение в камере статического давления.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, было проведено математическое моделирование ПВД. Для оценки влияния скосов потока на распределение давления по поверхности приемника проведено математическое моделирование без отверстий отбора статического давления. Из результатов видно, что близкое значение коэффициента давления к нулевому получается в плоскости поперечного сечения при двух диапазонах углов: от 20 до 40 градусов и от 320 до 340 градусов, при всех скоростях и углах скоса потока. Расположение отверстий отбора статического давления в указанных точках позволит сделать восприятие статического давления независимым от углов скоса набегающего потока, т. е. при работе в условиях воздействия индуктивного потока приемник обеспечит достоверной информацией по статическому давлению сопрягаемые системы.

Полученная математическая модель представляет собой полином четвертой степени и отражает зависимость от скорости набегающего потока, угла скоса потока и угла разведения осей отверстий отбора статического давления.

В результате исследований разработан способ компенсации, благодаря которому повышение точности восприятия статического давления возможно не только перемещением отверстий отбора статического давления

по периметру поперечного сечения приемника, но и изменением диаметра отверстий, что в конечном итоге позволяет добиться требуемой характеристики восприятия статического давления от угла скоса и скорости набегающего потока.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов : учеб. пособие / Г.И. Ключев [и др.] ; под ред. В.А. Мишина. – Ульяновск : УлГТУ, 2005. – 509 с.
2. Петунин А.Н. Методы и техника измерений параметров газового потока (приемники давления и скоростного напора). – М. : Машиностроение, 1972. – 332 с.
3. Приемник статического давления : пат. 3443431 США. № 651472 ; заявл. 06.07.1967 ; опубл.13.05.1969.
4. Приемник статического и полного давлений преимущественно для вертолетов : пат. 135813 Рос. Федерация. – № 2013121143/28 ; заявл. 07.05.2013 ; опубл. 20.12.2013, Бюл. № 35. – 3 с.
5. Официальный сайт программы OpenFOAM. – URL: <http://www.openfoam.com> (дата обращения: 10.01.2014).
6. Фабрикант Н.Я. Аэродинамика. – М. : Наука, 1964.
7. Сергель О.С. Прикладная гидрогазодинамика : учебник для авиационных вузов. – М. : Машиностроение, 1981. – 374 с.

REFERENCES

1. Klyuev G.I. et al. *Izmeriteli aerodinamicheskikh parametrov letatelnykh apparatov*. ucheb. posobie. pod red. V.A. Mishina [Measuring Instruments for Aircraft Aerodynamic Parameters. Textbook. Edited by V.A. Mishin]. Ulyanovsk, UlSTU Publ., 2005. 509 p.
2. Petunin A.N. *Metody i tekhnika izmerenii parametrov gazovogo potoka (priemniki davleniia i skorostnogo napora)* [Methods and Techniques for Gas-Flow Parameter Measurement. Dynamic Pressure Head]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1972. 332 p.
3. *Priemnik staticheskogo davlenia* [Static Pressure Head]. Patent 3443431 SShA. No. 651472; Date of filling: July 06, 1967. Date of publication: May 13, 1969.
4. *Priemnik staticheskogo i polnogo davlenii preimushchestvenno dlia vertoletov* [Static and Total Pressure Head Mainly for Helicopters]. Patent RF 135813, no. 2013121143/28. Date of filling: May 07, 2013. Date of publication: December 20, 2013. Bull. no. 35. 3 p.
5. *Ofitsialnyi sait programmy* [OpenFOAM Software Official Site]. Available at: <http://www.openfoam.com> (Accessed: 10.01.2014).
6. Fabrikant N.Ia. *Aerodinamika* [Aerodynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1964.
7. Sergel O.S. *Prikladnaia gidrogazodinamika : uchebnik dlia aviatsionnykh vuzov* [Applied Hydro-Gas-Dynamics. Textbook for Aircraft Universities]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1981. 374 p.