

УДК 532.57

DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-1-60-66

ВОЗМОЖНОСТИ ИССЛЕДОВАНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ПРОФИЛЯ ВБЛИЗИ ЭКРАНА МЕТОДОМ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО АНАЛОГОВОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Д.Т. АЛИАКБАРОВ¹, А.А. КУКИН¹, В.В. ТРОФИМОВ²

¹Ташкентский государственный технический университет, г. Ташкент, Узбекистан

²Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

Сверхзвуковое обтекание системы тел (решетчатые крылья, крыло вблизи экранирующей поверхности, лопатки сверхзвуковых ступеней компрессора и т.п.) сопровождается сложными картинами скачков уплотнения, которые зависят от нескольких параметров, характеризующих взаимное расположение тел, их внешних форм и размеров, а также величины числа Маха. Эти картины определяются характером взаимодействия головного скачка уплотнения и скачка уплотнения на нижней поверхности профиля, вызванного изменением направления течения в результате отклонения закрылка.

В статье представлены результаты исследования сверхзвукового обтекания профиля с закрылком вблизи экрана, полученные с использованием метода гидравлического аналогового моделирования (метод газогидравлической аналогии). Этот метод основан на аналогии уравнений движения, описывающих плоское течение газа и тонкого слоя жидкости, и применяется при решении большого класса плоских задач стационарной и нестационарной газовой динамики.

Параметрами, влияющими на структуру обтекания профиля вблизи экрана, являются: число Маха движения профиля со значениями $M_\infty = 1,4 \div 1,9$; относительное отстояние профиля от экрана со значениями $\bar{H}_3 = 0,2 \div 1,0$; угол отклонения закрылка со значениями $\delta_3 = 0 \div 40^\circ$. В процессе экспериментального исследования определены изменения структуры скачков уплотнения и выявлено влияние на данный процесс вышеперечисленных параметров. Результаты экспериментального исследования представлены в виде графических зависимостей относительного положения скачка уплотнения на нижней поверхности профиля при различных значениях числа Маха, относительного положения профиля от экрана и угла отклонения закрылка $\bar{\Delta} = f(M_\infty, \bar{H}_3, \delta_3)$. На основании анализа полученных зависимостей выведен обобщенный параметр, позволяющий определять границы изменения структуры скачков уплотнения в данном типе задач.

Ключевые слова: нестационарная газовая динамика, профиль вблизи экрана, скачок уплотнения, аналоговое моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

Задаче движения тел вблизи экранирующей поверхности в широком диапазоне чисел Маха, а также в близкой к этой ситуации обтекания рядом расположенных тел посвящены работы [1–6].

При сверхзвуковых скоростях движения профиля с отклоненным закрылком структура скачков уплотнения в пространстве между профилем и экраном будет зависеть от большого количества факторов. В свою очередь форма скачков уплотнения, характер их взаимодействия между собой и с поверхностью крыла существенно повлияет на аэродинамические характеристики крыла [1]. Для определения аэродинамических характеристик профиля при его сверхзвуковом движении вблизи экрана используются разнообразные численные методы, построенные на использовании дифференциальных уравнений в частных производных гиперболического и параболического типа. Использование того или иного типа дифференциальных уравнений зависит от вида потока газа в расчетной области (сверхзвуковой или дозвуковой) [7, 8]. Вид потока газа в свою очередь будет определяться формой скачков уплотнения и их формой взаимодействия (регулярного или нерегулярного; с наличием отраженного скачка или без него). С целью выявления зон

сверхзвукового и дозвукового течений газа при движении профиля вблизи экрана представляется полезным исследование структуры скачков уплотнения и выявление границ их существования для успешного использования разностных схем в определении аэродинамических характеристик.

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Для исследования структуры скачков уплотнения и выявления границ параметров, при которых возможен переход одной схемы в другую, возникающих при сверхзвуковом движении профиля вблизи экрана, возможно применение методов аналогового моделирования. В частности, один из методов аналогового моделирования до- и сверхзвуковых течений газа – метод гидравлического аналогового моделирования (метод газогидравлической аналогии) – может быть использован для широкого класса задач стационарной и нестационарной газодинамики [9, 10]. Обоснование применения метода для исследования около- и сверхзвукового, а также стационарного и нестационарного течения газа приводится в работе [11]. Проверка адекватности метода гидравлического аналогового моделирования показала достаточную непротиворечивость результатам физических экспериментов, точных и численных решений [12].

Для проведения исследований использовался гидравлический канал с буксировкой модели в тонком слое воды.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для выполнения численных расчетов движения со сверхзвуковой скоростью профиля с закрылком вблизи экрана необходимо иметь информацию о картине скачков уплотнения, для того чтобы выбрать соответствующую схему численного счета.

Необходимо выявить схемы скачков уплотнения, реализуемых при различных значениях геометрических и кинематических параметров, характеризующих движение профиля с закрылком вблизи экрана. Определить значения геометрических параметров, при которых происходит изменение схем скачков уплотнения в пространстве между нижней поверхностью профиля и экраном.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Для экспериментального исследования влияния геометрических параметров профилей и их положения относительно экрана на структуру скачков уплотнения использовался симметричный профиль с относительной толщиной $\bar{c} = 0,08$, относительной хордой закрылка $\bar{b}_3 = 0,25$. Скорость движения соответствовала числам Маха $M_\infty = 1,4 \div 1,9$, значения безразмерной величины отстояния профиля от твердой поверхности $\bar{H}_3 = 0,1 \div 2,5$, угол отклонения закрылка составлял $\delta_3 = 0 \div 40^\circ$, угол атаки профиля $\alpha = 0^\circ$. Здесь $\bar{b}_3 = b_3 / b$, $\bar{H}_3 = H_3 / b$, где b – хорда профиля, H_3 – расстояние от нижней точки закрылка до экрана.

Исследование показало существование трех основных режимов обтекания профиля, которые характеризуются различными структурами скачков уплотнения (рис. 1). В схеме I (рис. 1, а) реализуется только отсоединенный криволинейный головной скачок уплотнения. Такая структура скачка уплотнения возникает при малых значениях отстояния профиля от экрана $\bar{H}_3 < 0,3$. В схеме II (рис. 1, б) помимо присоединенного косоугольного скачка уплотнения в зоне между нижней поверхностью профиля и экраном формируется дополнительный скачок уплотнения, по форме близкий к прямому. Такая структура скачков уплотнения возникает при значениях отстояния профиля от экрана, превышающих значения \bar{H}_3 , соответствующих схеме I. Схема III (рис. 1, в) отличается от схемы II тем, что дополнительный скачок уплотнения, отражается от экрана. Отражение дополнительного скачка в этом случае может быть регулярным и нерегулярным (с ножкой Маха).

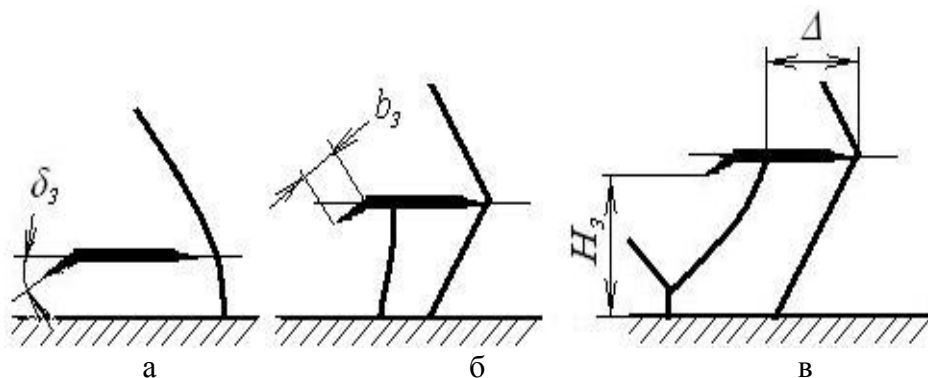


Рис. 1. Теневые картины скачков уплотнения
Fig. 1. Shadow patterns of shock waves

В эксперименте исследовалось изменение положения дополнительного скачка уплотнения, возникающего в потоке между нижней поверхностью профиля и экранирующей поверхностью относительно носовой части профиля. По результатам испытаний были построены зависимости относительного местоположения скачка уплотнения на нижней поверхности профиля $\bar{\Delta} = f(M_\infty, \bar{H}_3, \delta_3)$, где $\bar{\Delta} = \Delta/b$. На рис 2–6 представлены зависимости, полученные для различных чисел Маха движения профиля вблизи экрана.

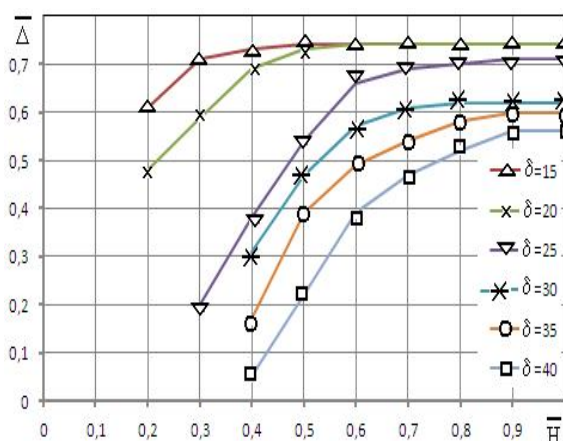


Рис. 2. Зависимости $\bar{\Delta} = f(M_\infty, \bar{H}_3, \delta_3)$: $M_\infty = 1,4$
Fig. 2. Dependencies $\bar{\Delta} = f(M_\infty, \bar{H}_3, \delta_3)$: $M_\infty = 1,4$

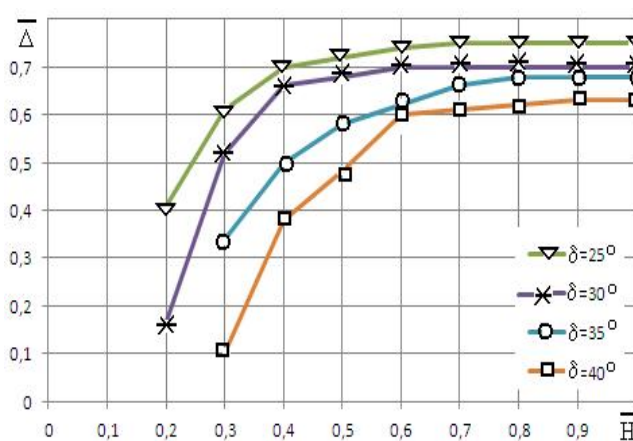


Рис. 3. Зависимости $\bar{\Delta} = f(M_\infty, \bar{H}_3, \delta_3)$: $M_\infty = 1,5$
Fig. 3. Dependencies $\bar{\Delta} = f(M_\infty, \bar{H}_3, \delta_3)$: $M_\infty = 1,5$

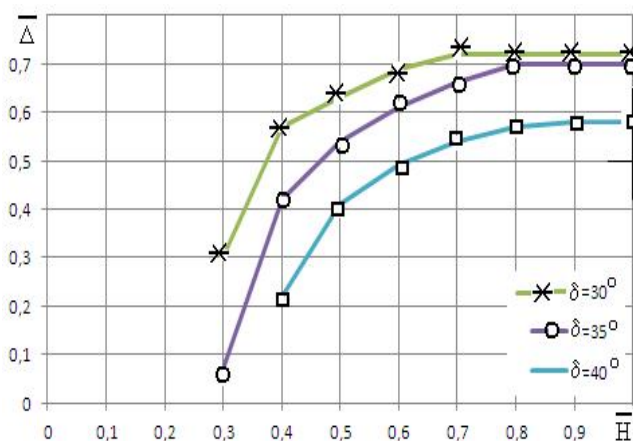


Рис. 4. Зависимости $\bar{\Delta} = f(M_\infty, \bar{H}_3, \delta_3)$: $M_\infty = 1,6$
Fig. 4. Dependencies $\bar{\Delta} = f(M_\infty, \bar{H}_3, \delta_3)$: $M_\infty = 1,6$

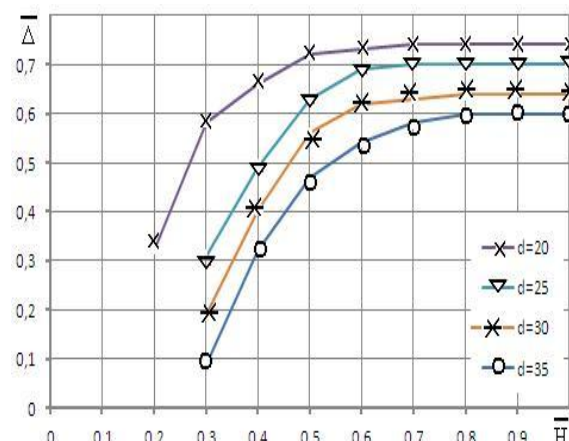


Рис. 5. Зависимости $\bar{\Delta} = f(M_\infty, \bar{H}_3, \delta_3)$: $M_\infty = 1,7$
Fig. 5. Dependencies $\bar{\Delta} = f(M_\infty, \bar{H}_3, \delta_3)$: $M_\infty = 1,7$

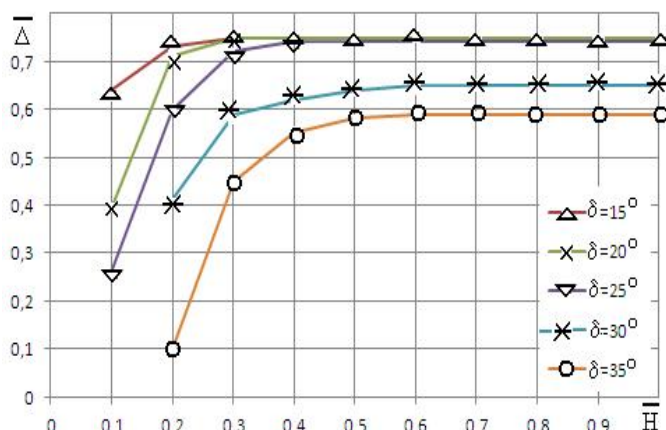


Рис. 6. Зависимости $\bar{\Delta} = f(M_\infty, \bar{H}_3, \delta_3)$: $M_\infty = 1,9$

Fig. 6. Dependencies $\bar{\Delta} = f(M_\infty, \bar{H}_3, \delta_3)$: $M_\infty = 1,9$

Анализ полученных зависимостей показал, что при одних и тех же значениях угла отклонения закрылка δ_3 и M_∞ величина $\bar{\Delta}$ остается неизменной при достижении некоторого значения \bar{H}_3 , которое можно обозначить как $\bar{H}_{кр}$.

Величина $\bar{H}_{кр}$ характеризует переход структуры скачка уплотнения с регулярным или нерегулярным отражением (рис. 1, а) от экранирующей поверхности к структуре скачка, близкого к прямой форме (без отражения) (рис. 1, б).

ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ результатов экспериментального исследования обтекания сверхзвуковым потоком профиля с закрылком вблизи экрана позволяет сделать вывод о том, что обтекание такого типа сопровождается сложной структурой скачков уплотнения, включающей в себя головной скачок и скачки уплотнения в области между нижней поверхностью профиля и экраном. Полученные структуры скачков уплотнения в существенной степени зависят от рассмотренных параметров.

Полученные данные могут быть использованы при определении диапазона параметров, в пределах которых могут быть применены численные схемы расчетов, использующих гиперболические или параболические системы дифференциальных уравнений в частных производных.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Белоцерковский С.М., Одновол Л.А., Сафин Ю.З. и др. Решетчатые крылья. М.: Машиностроение, 1985. 320 с.
2. Ковалев Ю.М., Чермохов А.Ю. Ослабление воздушных ударных волн системой решеток // Вопросы атомной науки и техники. Сер. Математическое моделирование физических процессов. 1997. Вып. 3. С. 39–43.
3. Гуляев В.В., Еременко С.М., Подобедов В.А. Влияние геометрических характеристик и кинематических параметров движения на аэродинамику крыла вблизи экрана // Научный Вестник МГТУ ГА. 2008. № 125. С. 20–28.
4. Хлебников В.С. Аэродинамика элементов летательных аппаратов при стационарном и нестационарном сверхзвуковом отрывном обтекании. М.: Физматлит, 2014. 168 с.

5. **Зубин М.А., Максимов Ф.А., Остапенко Н.А.** Ромбовидное крыло в сверхзвуковом потоке // Ломоносовские чтения. Научная конференция. Секция механики. 17–26 апреля 2017 г. Тезисы докладов. М.: Изд-во Московского университета, 2017. С. 99.
6. **Самарский А.А., Попов Ю.П.** Разностные методы решения задач газовой динамики. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1992. 424 с.
7. **Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я. и др.** Численное решение многомерных задач газовой динамики. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1976. 400 с.
8. **Виноградов Р.И., Жуковский М.И., Якубов И.Р.** Газогидравлическая аналогия и ее практическое приложение. М.: Машиностроение, 1978. 152 с.
9. **Жуковский Н.Е.** Аналогия между движением тяжелых жидкостей в открытом канале и газов в трубе // Полн. собр. соч. Т. 7. Гидравлика. М.-Л.: ОНТИ, 1937. С. 390–402.
10. **Кукин А.А., Трофимов В.В., Эйфельд О.А.** Аналоговое моделирование задач нестационарной газовой динамики // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. № 223. С. 71–76.
11. **Садыменко Т.П., Якубов И.Р.** К вопросу о соответствии результатов гидравлического моделирования сверхзвуковых течений данным физических экспериментов и известных точных и численных расчетов // Моделирование течений газа с ударными волнами; сб. науч. трудов. Ташкент: ТашПИ. 1979. Вып. 285. С. 54–63.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Алиакбаров Дилмурод Тнишбаевич, старший преподаватель кафедры технической эксплуатации воздушных судов и оборудования Ташкентского государственного технического университета, adt_tgai@mail.ru.

Кукин Анатолий Александрович, старший преподаватель кафедры технической эксплуатации воздушных судов и оборудования Ташкентского государственного технического университета, kukinaeroplan@mail.ru.

Трофимов Владимир Владимирович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры аэродинамики, конструкции и прочности летательных аппаратов Московского государственного технического университета гражданской авиации, wwt1946@rambler.ru.

THE POSSIBILITY OF STUDYING SUPERSONIC FLOW PROFILE CLOSE TO THE SCREEN BY THE METHOD OF HYDRAULIC ANALOG MODELING

Dilmurod T. Aliakbarov¹, [Anatoly A. Kukin](mailto:Anatoly.A.Kukin@rambler.ru)¹, Vladimir V. Trofimov²

¹Tashkent State Technical University, Tashkent, Uzbekistan

²Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

ABSTRACT

Supersonic flow around the system of bodies (lattice wings, a wing near the shielding surface, blades of supersonic stages of the compressor, etc.) is accompanied by complex pictures of shock waves, which depend on several parameters characterizing the mutual arrangement, the bodies of their external shapes and sizes, as well as the Mach number. These patterns are determined by the nature of the interaction of the head shock wave and the shock wave on the lower surface of the profile, caused by a change in the flow direction as a result of deflection of the flap.

The paper presents the results of an investigation of supersonic flow around a profile with a flap near the screen, obtained using the method of hydraulic analog simulation (the method of gas-hydraulic analogy). This method is based on the analogy of the equations of motion describing a planar gas flow and a thin liquid layer and is used in solving a large class of plane problems of stationary and nonstationary gas dynamics.

The parameters that affect the structure of the flow around the profile near the screen are: the Mach number of the profile movement with the values $M_\infty = 1.4\div 1.9$; relative distance of the profile from the screen with the values

$\bar{H}_3 = 0.2 \div 1.0$; angle of flap deflection with values $\delta_3 = 0 \div 40^\circ$. In the course of the experimental investigation, the changes in the structure of shock waves were determined and the influence of the above-mentioned parameters on the process was revealed. The results of the experimental study are presented in the form of graphical dependencies of the relative position of the shock wave on the lower surface of the profile for different Mach numbers, the relative position of the profile from the screen, and the angle of deflection of the flap $\bar{\Delta} = f(M_\infty, \bar{H}_3, \delta_3)$. On the basis of the analysis of the obtained dependencies, a generalized parameter is derived, which makes it possible to determine the boundaries of changes in the structure of shock waves in a given type of problem.

Key words: nonstationary gas dynamics, the airfoil is close to the screen, shock wave, analog modeling.

REFERENCES

1. Belotserkovskii S.M., Odnoval L.A., Safin Yu.Z., Tyulenev A.I., Frolov V.P., Shitov V.F. *Reshchatyie krylya* [Lattice Wings]. M., Mechanical Engineering publ., 1985, 320 p. (in Russian)
2. Kovalev Yu.M., Cheremokhov A.Yu. *Oslablenie vozdukhnykh udarnykh voln sistemoy reshetok* [Weakening of air shock waves by a grid system]. *Voprosy atomnoy nauki i tekhniki, ser. Matematicheskoe modelirovanie fizicheskikh processov* [Questions of atomic science and technics. Mathematical modeling of physical processes series], 1997, Issue 3, pp. 39–43. (in Russian)
3. Gulyaev V.V., Eremenko S.M., Podobedov V.A. *Vliyaniye geometricheskikh kharakteristik i kinematicheskikh parametrov dvizheniya na aehrodinamiku kricha vblizi ehkrana* [Influence of geometric characteristics and kinematic parameters of motion on aerodynamics of the wing near the screen]. *Nauchny Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2008, No. 125, pp. 20–28. (in Russian)
4. Khlebnikov V.S. *Aehrodinamika ehlementov letatelnykh apparatov pri stacionarnom i nestacionarnom sverkhzvukovom otrivnom obtekanii* [Aerodynamics of aircraft elements under conditions of steady and unsteady supersonic separated flow past]. M., Fizmatlit publ., 2014, p. 168. (in Russian)
5. Zubin M.A., Maksimov F.A., Ostapenko N.A. *Romboidnoe krichlo v sverkhzvukovom potoke* [Rhomboid wing in supersonic flow]. *Lomonosovskie chteniya. Nauchnaya konferenciya. Sekciya mekhaniki. 17-26 Aprelya 2017. Tezisy dokladov* [Lomonosov readings. Scientific conference. Mechanics section. April 17–26th, 2017. Theses of reports]. M., MSU publ., 2017, p. 99. (in Russian)
6. Samarskiy A.A., Popov Yu.P. *Raznostniye metodiy resheniya zadach gazovoy dinamiki* [Difference methods for solving gas dynamics problems]. M., Chief editorial board Fizmatlit publ., 1992, p. 424. (in Russian)
7. Godunov S.K., Zabrodin A.V., Ivanov M.Ya., Kraiko A.N., Prokopov G.P. *Chislennoye reshenie mnogomernykh zadach gazovoy dinamiki* [Numerical solution of multidimensional problems of gas dynamics]. M., Chief editorial board Fizmatlit publ., 1976, p. 400. (in Russian)
8. Vinogradov R.I., Zhukovskiy M.I., Yakubov I.R. *Gazogidravlicheskaya analogiya i ee prakticheskoye prilozhenie* [Gas hydraulic analogy and its practical application]. M., Mechanical Engineering publ., 1978, p. 152. (in Russian)
9. Zhukovskiy N.E. *Analogiya mezhdru dvizheniem tyazhelikh zhidkostey v otkrihtom kanale i gazov v trube. Polnoye sobranie sochineniy. T. 7. Gidravlika* [An analogy between the motion of heavy liquids in an open channel and gases in a pipe. Complete works. Vol. 7. Hydraulics]. Moscow-Leningrad, ONTI publ., 1937, pp. 390–402. (in Russian)
10. Kukin A.A., Trofimov V.V., Eisfeld O.A. *Analogovoye modelirovanie zadach nestacionarnoy gazovoy dinamiki* [Analog simulation problems nonstationary gas dynamics]. *Nauchny Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2016, No. 223, pp. 71–76. (in Russian)
11. Sadimenko T.P., Yakubov I.R. *K voprosu o sootvetstvii rezultatov gidravliche-skogo modelirovaniya sverkhzvukovykh techeniy dannim fizicheskikh eksperimentov i izvestnykh*

tochnihkh i chislennihkh raschetov [Concerning the correspondence between the results of hydraulic modeling of supersonic flows to data of physical experiments and known exact and numerical calculations]. *Modelirovanie techeniyj gaza s udarnimi volnami* [Modeling gas flow with shock waves]. *Sbornik nauchnih trudov* [Collection of scientific works]. Tashkent, PI, 1979, Issue 285, pp. 54–63. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Dilmurod T. Aliakbarov, Senior Lecturer of the Aircraft and Equipment Technical Maintenance Chair of Tashkent State Technical University, adt_tgai@mail.ru.

Anatoly A. Kukin, Senior Lecturer of the Aircraft and Equipment Technical Maintenance Chair of Tashkent State Technical University, kukinaeroplan@mail.ru.

Vladimir V. Trofimov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of Aircraft Aerodynamics, Structures and Strength Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, wwt1946@Rambler.ru.

Поступила в редакцию
Принята в печать

11.11.2017
28.12.2017

Received
Accepted for publication

11.11.2017
28.12.2017