

Проектирование гиперзвукового входного устройства на основе течения в угловом теле

© В.И. Толмачев

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

В связи с разработкой и созданием гиперзвуковых летательных аппаратов появилась необходимость в более эффективном торможении сверхзвукового потока во входных устройствах. Большой резерв в улучшении характеристик входных устройств заключается в их использовании с пространственным торможением потока. Создание пространственной системы слабых скачков уплотнения во входных устройствах позволяет, с одной стороны, получить безотрывное течение в канале, с другой — уменьшить длину и площадь омываемой поверхности, тепловые потоки и массу входного устройства. Предложен способ организации пространственного сжатия сверхзвукового потока с передней кромки входного устройства в скачках, возникающих при обтекании двух пересекающихся под произвольным углом плоскостей. Такая схема торможения сверхзвукового потока позволяет создавать течение с меньшим градиентом давления у стенки и с большим — в ядре потока, что способствует получению безотрывного течения на участках сжатия меньшей длины. Расчеты параметров потока при пересечении как скачков, так и скачка с твердой поверхностью в трехмерных течениях основаны на точных аналитических соотношениях для косоугольного скачка уплотнения. Приведены результаты расчета параметров пространственного потока с плоскими скачками уплотнения, позволяющие выявить структуру скачков в элементах пространственных входных устройств. Проведен анализ результатов расчета для участков внешнего и внутреннего сжатия входного устройства с расчетным числом Маха 2,5.

Ключевые слова: входное устройство, скачок уплотнения, угловое тело

Введение. Актуальной задачей является разработка входных устройств двигательных установок для летательных аппаратов с крейсерской скоростью, соответствующей числу Маха $M > 4$. Требованиям, предъявляемым к входным устройствам подобных летательных аппаратов, отвечают входные устройства пространственной конфигурации. Данные, опубликованные в работах [1–10], свидетельствуют о возможности улучшения характеристик входных устройств при использовании пространственного способа торможения потока. В трехмерных входных устройствах сжатие осуществляется на более коротком расстоянии, чем аналогичное двумерное сжатие, скачки уплотнения более слабые, горло имеет меньший периметр поперечного сечения, при этом габаритные размеры и масса пространственного входного устройства также будут меньше. В известных пространственных входных устройствах первоначально реализуется плоское течение за косым скачком уплотнения, а дополнительный скачок уплотнения генерируется

только на некотором расстоянии от передней кромки и сжатие организуется в другой плоскости.

Постановка задачи. Предлагается способ торможения потока в сверхзвуковом входном устройстве, при котором трехмерное течение организуется от передней кромки входного устройства, а второй скачок уплотнения генерируется в ядре потока.

Решение. Для организации пространственного течения используются две поверхности сжатия, расположенные под углом Ω друг к другу [5], в дальнейшем подобную конфигурацию будем называть угловым телом (рис. 1).

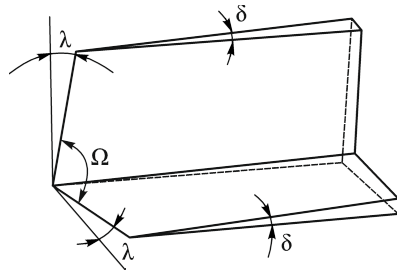


Рис. 1. Угловое тело

Результаты численных и экспериментальных исследований течения в изолированном угловом теле показывают возможность реализации двух типов течений в угловом теле: с регулярной структурой скачков (когда скачки от клиньев пересекаются между собой вдоль линии) и нерегулярной (когда скачки от клиньев соединяются скачком) (рис. 2). Нерегулярная структура по аналогии с двумерным течением называется *маховской*, а скачок — *скачком Маха*.

Регулярное (а) и маховское (б) взаимодействие:

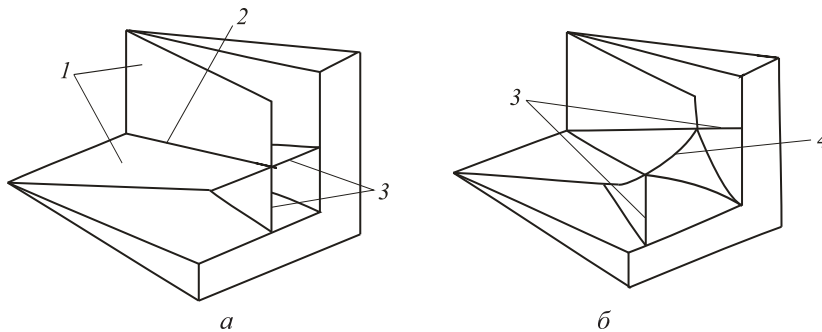


Рис. 2. Регулярное (а) и маховское (б) взаимодействие:

1 — скачки от клиньев; 2 — линия пересечения скачков; 3 — отраженные скачки; 4 — скачок Маха

Форма углового тела определяется углом δ клина, углом λ скоса передней кромки клина и поперечным углом Ω . При сверхзвуковом обтекании углового тела от каждого клина образуется скачок уплотнения; скачки 1 от клиньев пересекаются вдоль линии 2 (см. рис. 2, а). Для проектирования входного устройства разработана методика расчета, основанная на соотношениях для косога скачка уплотнения и уравнениях аналитической геометрии.

Для расчета течения вектор v набегающей скорости раскладывается на нормальную компоненту к линии пересечения скачков или линии пересечения скачка с поверхностью и тангенциальную компоненту. Тангенциальная составляющая сохраняется постоянной в скачках уплотнения и не влияет на изменение газодинамических параметров потока, ее используют для вычисления скорости за скачком. Вязкость в расчете не учитывается. Параметрические расчеты по разработанной методике позволили составить диаграммы для определения типа взаимодействия скачков уплотнения в симметричном угловом теле в зависимости от его формы и числа M набегающего потока (рис. 3).

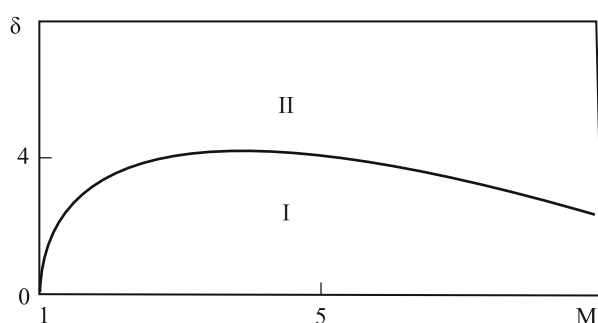


Рис. 3. Области I и II регулярного и маховского взаимодействия скачков уплотнения соответственно

Отметим особенности течения в угловом теле: отраженный скачок образуется в невязкой области (в ядре потока); его начало находится на передней кромке углового тела; имеет место косое взаимодействие отраженного скачка с пограничным слоем; течение в угловом теле сохраняет все свои характерные черты в определенном диапазоне изменения чисел M , углов атаки и скольжения. Указанные особенности благоприятно влияют на характер течения во входных устройствах пространственных схем торможения. В связи с этим предлагается использовать угловое тело для проектирования сверхзвукового входного устройства.

Для организации внутреннего канала применяются щеки, передние кромки которых имеют скос под углом, равным углу скачка от клина (рис. 4). Скошенные кромки щек позволяют выполнять перепуск воздуха при запуске. Участок до входного сечения будем называть *участком внешнего сжатия*. Процесс сжатия может завершаться внутри канала, при этом охват струи стенками происходит постепенно, без разрыва, и внешнее сжатие также постепенно переходит во внутреннее. На рис. 5 показана структура скачков уплотнения как на участке внешнего сжатия, так и внутри канала, образованного продолжением поверхностей клиньев и поверхностей щек. На участке

внешнего сжатия расположены скачки от клиньев и отраженные скачки, которые взаимодействуют как с поверхностями клиньев, так и с поверхностями щек.

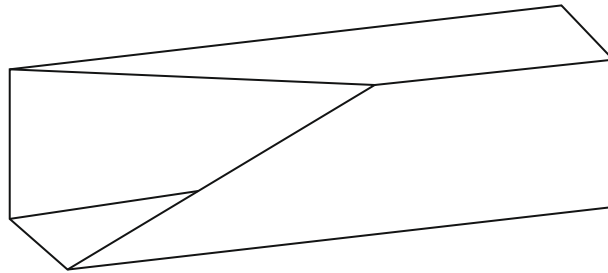


Рис. 4. Входное устройство

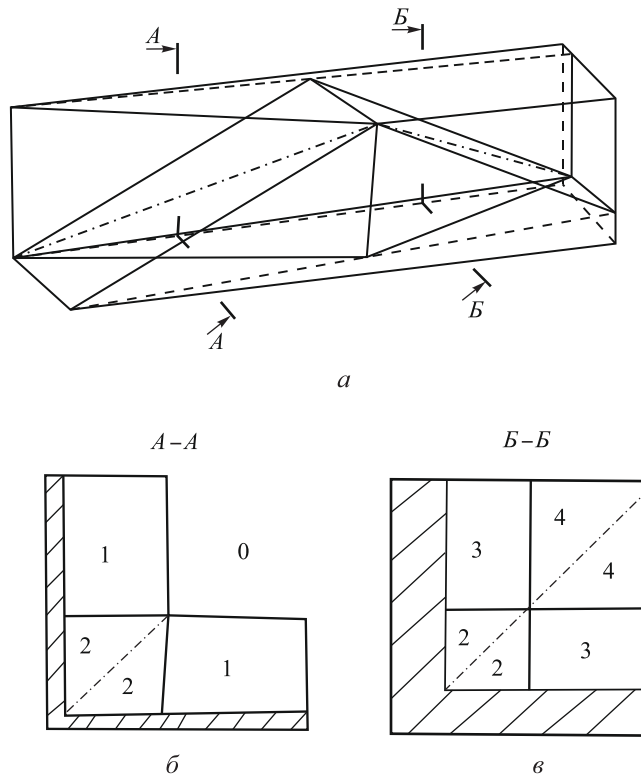


Рис. 5. Структура скачков уплотнения во входном устройстве

Анализ решения. Разработанная методика позволяет провести анализ течения при взаимодействии отраженного скачка с поверхностями канала. Для примера рассмотрим структуру скачков уплотнения при угле клина $\delta = 3^\circ$ и числе Маха набегающего потока $M = 2,5$. На участках внешнего и внутреннего сжатия реализуется регулярная структура скачков уплотнения (рис. 5, а). На рис. 6, а представлены

две проекции с контурными линиями клиньев и щек, а также линии пересечения скачков уплотнения с поверхностями клина и щеки. На рис. 5, б показаны сечение участка внешнего сжатия и три области течения: 0 — невозмущенный поток; 1 — течение за скачком от клина; 2 — течение за отраженным скачком. Для определения результатов взаимодействия отраженного скачка с поверхностями клина и щеки находят линии пересечения скачка с этими поверхностями. После определения компонент чисел M , нормальных к линиям пересечения, решают двумерную задачу.

На рис. 6, б–е приведены пять нормальных сечений. На рис. 6, б показано сечение, перпендикулярное линии пересечения отраженного скачка с щекой. В этом случае имеет место *сверхзвуковая* компонента числа M за скачком, что приводит к образованию двух отраженных скачков, по одному от каждой щеки. Скорость за образовавшимися отраженными скачками сверхзвуковая. Пересекаясь между собой, скачки при регулярном взаимодействии образуют новые отраженные скачки, что приводит к реализации угловой структуры скачков уплотнения внутри канала. На рис. 5, в показано сечение участка внутреннего сжатия и три области течения: 2 — продолжение области 2 участка внешнего сжатия; 3 — течение за отраженным скачком от щеки; 4 — течение за отраженным скачком внутри канала. На рис. 6, в представлено сечение, нормальное к линии пересечения отраженного скачка с клином. В этом случае имеет место *дозвуковая* компонента числа M за скачком. Вектор скорости, соответствующий этой компоненте, составляет угол $0,64^\circ$ с поверхностью клина. По дозвуковой компоненте возможна передача возмущений. Это может привести к искривлению отраженного скачка таким образом, что он будет перпендикулярен поверхности клина. Изменяя форму углового тела, установили, что в общем случае поток может отклониться как к поверхности, так и от поверхности клина, причем можно подобрать такую форму углового тела и такое число M , что поток за отраженным скачком останется параллельным поверхности клина.

Взаимодействие скачков уплотнения внутри канала с поверхностями клина и щек анализируется так же, как на участке внешнего сжатия. Результаты анализа представлены на рис. 6, г–е. Новый отраженный скачок может образоваться только в конце участка внутреннего сжатия (см. рис. 6, е). На рисунке этот скачок не показан, поскольку его тип зависит от дальнейшей организации канала.

Таким образом, при пространственном торможении потока в угловой конфигурации в результате его отклонения горизонтальным и вертикальным клиньями он сжимается в скачке от клина; в отраженном скачке, образованном в области ядра потока; в скачке, отраженном от щеки; в скачке, образованном в ядре потока в результате взаимодействия двух отраженных от щек скачков.

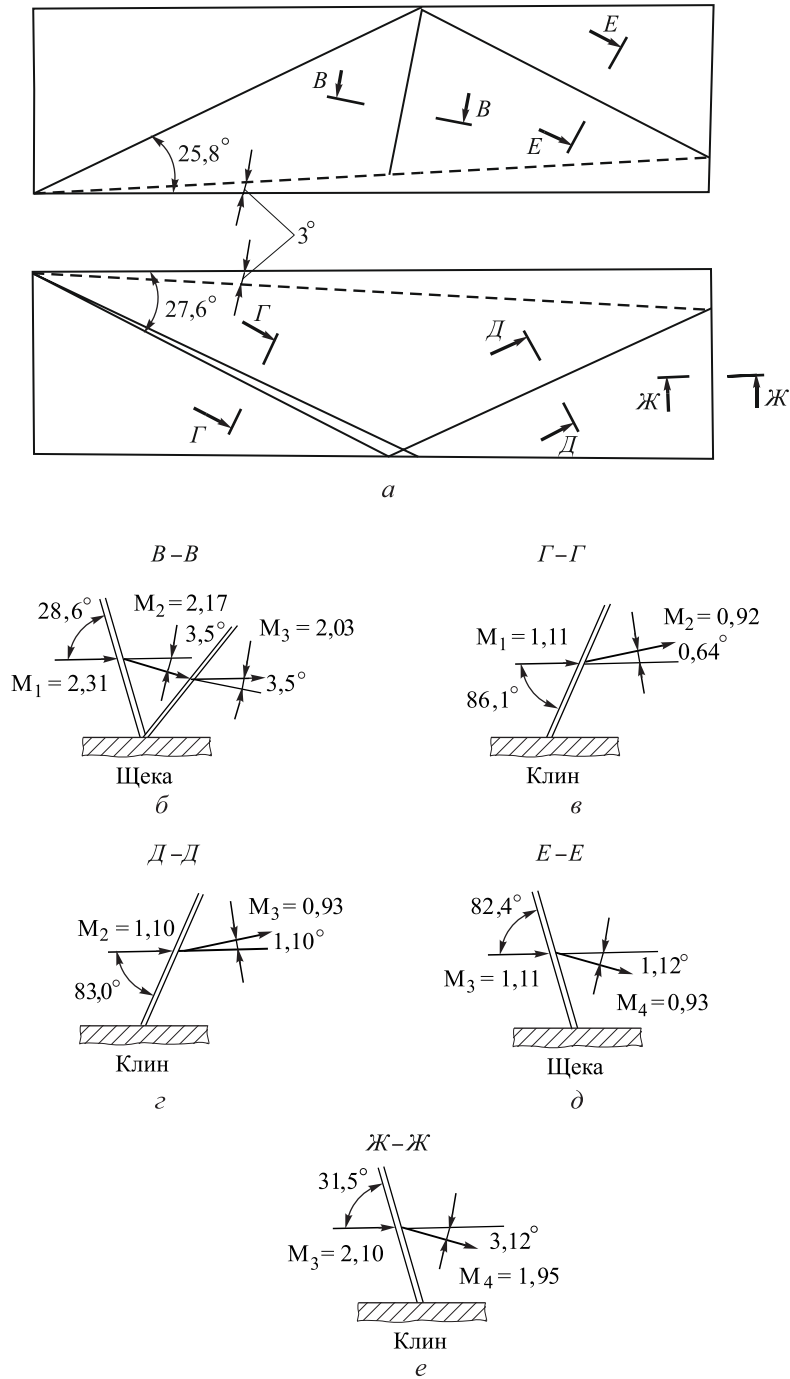


Рис. 6. Структура скачков уплотнения при пространственном торможении потока в нормальных сечениях (двойными линиями показаны скачки уплотнения; числа M соответствуют нормальным компонентам скоростей)

Выполнить расчетное исследование течения с маховской структурой по разработанной методике невозможно, так как нельзя определить размер скачка Маха. Тем не менее особенности подобного течения выявить можно. Для приближенного расчета течения принято следующее допущение: размером скачка Маха можно пренебречь, т. е. скачки от клиньев пересекаются, как при регулярном взаимодействии, что позволяет найти компоненту набегающей скорости, лежащую в нормальной плоскости. В плоском течении скачок Маха можно считать прямым скачком, за которым течение становится дозвуковым. В трехмерном течении прямой скачок рассчитывается по нормальной компоненте скорости, при этом значение коэффициента восстановления давления будет отличаться от его значения при плоском течении и скорость за скачком в трехмерном течении будет сверхзвуковой. Рассуждения, касающиеся скачка Маха, относятся также и к отраженному скачку при реализации маховского отражения. Таким образом, трехмерное маховское течение существенно отличается от двумерного, что делает возможным применение подобных течений в элементах входных устройств.

Заключение. Предложен способ проектирования элементов пространственных входных устройств летательных аппаратов для сверх- и гиперзвуковых скоростей полета. Пространственное сжатие организуется с передней кромки входного устройства, благодаря чему длина участка сжатия сокращается. Часть скачков генерируется в невязкой области, что способствует большей устойчивости течения. Разработанная методика расчета трехмерных течений позволяет выявлять особенности пространственной структуры течения и определять геометрические параметры входного устройства.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Trexler C.A., Souders S.W. Design and Performance at a Local Mach Number of 6 of an Inlet for an Integrated Scramjet Concept. *NASA TN D-7944*, August, 1975, pp. 1–138.
- [2] Гутов Б.И., Затолока В.В. Конвергентные течения и воздухозаборники, простейшие и с предельно компактным каналом. *Изв. АН СССР. ПМТФ*, 1987, № 2, с. 57–62.
- [3] Боровиков А.Д. Сравнение конструктивных параметров трехскачкового пространственного воздухозаборника ГПВРД с воздухозаборниками традиционных схем. *Проектирование, конструирование и прочность элементов конструкций реактивных двигателей. Сб. науч. тр. МАИ им. Серго Орджоникидзе*. Москва, Изд-во МАИ, 1984, с. 13–18.
- [4] Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Построение сверхзвуковых трехмерных воздухозаборников с использованием плоского изоэнтропического течения сжатия. *Теплофизика и аэромеханика*, 2011, т. 18, № 1, с. 95–108.
- [5] Котович А.В., Толмачев В.И. Аналитический расчет параметров потока в угловом теле при сверхзвуковых скоростях. *Математика и математическое моделирование*, 2016, № 2. URL: <http://mathm.elpub.ru/jour/article/view/41>. DOI: 10.7463/mathm.0216.0843776 (дата обращения 01.07.2017).

- [6] Боровой В.Я., Егоров И.В., Мошаров В.Е., Ноев А.Ю., Радченко В.Н., Скуратов А.С., Струминская И.В. Трехмерное взаимодействие косоугольного скачка, генерируемого клином, с турбулентным пограничным слоем пластины в присутствии энтропийного слоя. *Учен. зап. ЦАГИ*, т. XLIII, 2012, № 6, с. 3–17.
- [7] Borovoy V., Egorov I., Ivanov D. Numerical simulation of three-dimensional shock-wave/boundary-layer interaction on sharp and blunted flat plate. *28th International Congress of the Aeronautical Sciences, 23–28 September, 2012*. Brisbane, Australia, Paper ICAS 2012-2.4.2. URL: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/ABSTRACTS/149.HTM
- [8] Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Сверхзвуковое обтекание системы из двух стреловидных клиньев, установленных на поверхности предварительного сжатия. *Изв. РАН. МЖГ*, 2013, № 2, с. 137–149.
- [9] Боровой В.Я., Мошаров В.Е., Радченко В.Н., Скуратов А.С., Струминская И.В. Влияние затупления передних кромок на течение в модельном воздухозаборнике. *Изв. РАН. МЖГ*, 2014, № 4, с. 43–57.
- [10] Гунько Ю.П., Александров Е.А. Расчетное газодинамическое моделирование сверхзвукового трехмерного воздухозаборника. *Теплофизика и аэромеханика*, 2010, т. 17, № 1, с. 63–75.

Статья поступила в редакцию 05.02.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Толмачев В.И. Проектирование гиперзвукового входного устройства на основе течения в угловом теле. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 5. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-5-1760>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на Международной конференции «Фундаментальные и прикладные задачи механики FARM-2017», посвященной 170-летию со дня рождения великого русского ученого Николая Егоровича Жуковского, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 24–27 октября 2017 г.

Толмачев Владимир Иванович родился в 1958 г., окончил МАИ им. С. Орджоникидзе в 1981 г. Канд. техн. наук, доцент кафедры «Прикладная математика» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов — аэродинамика сверхзвуковых течений. e-mail: tolmvifn@bmstu.ru

High supersonic speed aircraft intake design based on the three-dimensional flow along the corner of intersecting wedges

© V.I. Tolmachev

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

Interest in studying approaches to improving supersonic flow deceleration efficiency in air intakes is associated with the development and creation of various hypersonic aircrafts. The main opportunities for improving the air intake performance are related to implementing intakes with spatial flow deceleration. Implementation of a three-dimensional system of weak shock waves in intakes allows achieving a non-separated flow in the air intake duct as well as reducing the length, flow surface area, heat flows and intake weight. The paper proposes an approach to spatial supersonic flow compression from the intake leading edge in shock waves arising from the flow over two plane surfaces intersecting at an arbitrary angle. Suggested scheme of supersonic flow deceleration enables to produce a flow with decreased pressure gradient at its sides compared to the core, which allows achieving a non-separated flow at smaller compression lengths. Calculations of the three-dimensional flow parameters at the intersection of shock waves and at the intersection of a shock wave with a solid surface are based on exact analytical relationship for oblique shock waves. The results of calculation of the spatial flow parameters with flat shock waves are presented. They allow revealing the structure of shock waves in the elements of spatial intakes. Calculation results for intake external and internal compression areas are analyzed with an estimated Mach number of 2.5.

Keywords: intake, shock waves interaction, corner body

REFERENCES

- [1] Trexler C.A., Sonders S.W. *Design and Performance at a local Mach number of 6 of an inlet for an integrated Scramjet*. NASA TN D-7944 Publ., 1975, pp. 1–138.
- [2] Gutov B.I., Zatuloka V.V. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika — Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 1987, no. 2, pp. 57–62.
- [3] Borovikov A.D. *Sravnenie konstruktivnykh parametrov trekhskachkovogo prostanstvennogo vozdukhobornika giperzvukovogo pryamotochnogo vozdušno-reaktivnogo dvigatelya s vozdukhobornikami traditsionnykh skhem [Comparison of the design parameters of the triple-shock spatial air intake of the supersonic combustion ramjet with the air intakes of traditional circuits]*. In: *Proektirovanie, konstruirovaniye i prochnost elementov konstruktsiy reaktivnykh dvigateley. Sbornik statey [Design, construction and strength of jet engine components. Collection of the articles]*. Moscow, Moscow Aviation Institute Publ., 1984, pp. 13–18.
- [4] Gunko Yu.P., Mazhul I.I. *Teplofizika i Aeromekhanika — Thermophysics and Aeromechanics*, 2011, vol. 18, no. 1, pp. 95–108.
- [5] Kotovich A.V., Tolmachev V.I. *Matematika i Matematicheskoe Modelirovanie — Mathematics and Mathematical Modeling*, 2016, no. 2. Available at: <http://mathm.elpub.ru/jour/article/view/41> DOI: 10.7463/mathm.0216.0843776
- [6] Borovoy V.Ya., Egorov I.V., Mosharov V.E., Noev A.Yu., Radchenko V.N., Skuratov A.S., Struminskaya I.V. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2012, vol. XLIII, no. 6, pp. 3–17.

- [7] Borovoy V., Egorov I., Ivanov D. Numerical simulation of three-dimensional shock-wave/boundary-layer interaction on sharp and blunted flat plate. *28th International Congress of the Aeronautical Sciences, 23–28 September, 2012*. Brisbane, Australia, Paper ICAS 2012-2.4.2. Available at: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/ABSTRACTS/149.HTM
- [8] Gunko Yu.P., Mazhul I.I. *Izvestia RAN, Mekhanika Zhidkosti i Gaza — Fluid Dynamics*, 2013, no. 2, pp. 137–149.
- [9] Borovoy V.Ya., Mosharov V.E., Radchenko V.N., Skuratov A.S., Struminskaya I.V. *Izvestia RAN, Mekhanika Zhidkosti i Gaza — Fluid Dynamics*, 2014, no. 4, pp. 43–57.
- [10] Gunko Yu.P., Aleksandrov E.A. *Teplofizika i Aeromekhanika — Thermophysics and Aeromechanics*, 2010, vol. 17, no. 1, pp. 63–75.

Tolmachev V.I. (b. 1958) graduated from Moscow Aviation Institute in 1981. Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Applied Mathematics, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: aerodynamics of supersonic flows.
e-mail: tolmvifn@bmstu.ru