

Исследование звукового удара: расчет и эксперимент

© А.Ф. Киселев, В.В. Коваленко, Т.М. Притуло

ЦАГИ, г. Жуковский, Московская область, 140180, Россия

Рассмотрены вопросы, связанные с проблемами конструирования сверхзвуковых летательных аппаратов. Основным препятствием для создания гражданского сверхзвукового самолета второго поколения является требование приемлемости уровня звукового удара. В работе представлены результаты исследования звукового удара, проведенного расчетно-экспериментальным методом, который основан на измерении возмущенного давления в ближнем поле модели, установленной в рабочей части аэродинамической трубы, и дальнейшем пересчете данных измерений на большие расстояния с помощью квазилинейной теории. Приведены результаты экспериментальных исследований распределений давления в ближнем поле моделей летательных аппаратов в аэродинамической трубе АДТ Т-113. Выполнено сравнение экспериментальных и расчетных данных. Сформулированы рекомендации по усовершенствованию методики.

Ключевые слова: *сверхзвуковые гражданские самолеты, звуковой удар, численные методы, математическое моделирование, теорема Жилина, экспериментальные методы, ближнее и дальнее поле*

Введение. Проблема создания сверхзвукового пассажирского самолета обусловлена экологическими и экономическими ограничениями, определяющими право на его эксплуатацию и его рыночную конкурентоспособность. Экологические ограничения заключаются в обеспечении приемлемого уровня шума на местности вблизи аэропортов и уровня звукового удара, создаваемого самолетом при полете на сверхзвуковых скоростях, а также в снижении вредных выбросов продуктов сгорания топлива в атмосферу. Экономическая эффективность самолета, определяемая стоимостью перевозки пассажира, существенно зависит от его аэродинамической эффективности, которая характеризуется аэродинамическим качеством (отношением подъемной силы самолета к его сопротивлению).

Проблемы, возникающие при сверхзвуковом полете. По общему мнению специалистов, основным препятствием для создания гражданского сверхзвукового самолета второго поколения является требование приемлемости уровня звукового удара для населения.

При полете летательного аппарата в атмосфере со сверхзвуковой скоростью область возмущенного течения ограничена головной ударной волной, исходящей от носовой части самолета, и хвостовой ударной волной, формирующейся в кормовой части. Вблизи самолета (так называемая ближняя зона) возникают промежуточные ударные

волны, а также волны разрежения и сжатия, создаваемые отдельными элементами конструкции летательного аппарата. За головной ударной волной в результате наложения возмущений скачкообразно увеличиваются давление, температура и плотность воздуха. При удалении от самолета течение трансформируется таким образом, что распределение избыточного (относительно атмосферы) давления принимает форму, близкую к N-волне (дальняя зона). Наблюдателем, находящимся на поверхности земли, эта N-волна воспринимается в виде одного или двух (в зависимости от размера самолета и высоты полета) отдаленных взрывов. Это явление носит название звукового удара. Его отрицательное воздействие на человека и животных (психологическое и физиологическое), а также на сооружения и постройки (деструктивное) вынуждает устанавливать ограничения на его интенсивность и громкость.

Основные способы снижения уровня звукового удара заключаются в разнесении в пространстве на земной поверхности отдельных УВ и волн сжатия, генерируемых основными элементами компоновки самолета. В этих целях используются перераспределение толщин фюзеляжа, деформация его оси, различная V-образность наплывной и консольной частей крыла и другие специальные приемы.

Комплексный расчетно-экспериментальный метод исследования. В связи со сложностью прямого численного моделирования процесса формирования и распространения волны звукового удара, обусловленной большой протяженностью исследуемой области возмущенного течения (сотни длин компоновки), где интенсивности ударных волн изменяются на несколько порядков (до четырех), исследования проводятся с использованием комплексных расчетных методов.

Немалый интерес представляет связь результатов испытаний моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах (АДТ) с уровнем звукового удара самолета в реальной атмосфере.

Разработанная в Институте теоретической и прикладной механики СО РАН (ИТПМ СО РАН) методика таких расчетно-экспериментальных исследований [1, 2] основана на измерении параметров потока в ближней зоне модели, установленной в рабочей части АДТ, и последующем расчете эволюции измеренных профилей давления при удалении на большие расстояния с учетом двух- или трехмерности течения [3].

В ЦАГИ имени профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ) также в настоящее время ведутся работы по внедрению экспериментально-расчетного метода моделирования звукового удара в промышленных сверхзвуковых АДТ. На первом этапе предполагаются адаптация и дальнейшее развитие обработки этого метода для небольшой АДТ Т-113 [4].

В данной статье представлен анализ результатов измерений распределений давления в ближнем поле моделей летательных аппаратов в АДТ Т-113 и выполнено сравнение экспериментальных и расчетных данных.

АДТ Т-113 с размерами рабочей части $0,6 \text{ м} \times 0,6 \text{ м} \times 2,0 \text{ м}$ является аналогом АДТ Т-313, для которой экспериментально-расчетная методика была разработана в ИТПМ СО РАН и использована при исследованиях эффективности различных методов снижения уровня звукового удара.

Для АДТ Т-113 (рис. 1) был спроектирован и изготовлен стенд в целях реализации экспериментально-расчетного метода исследования звукового удара. На аналогичном стенде ИТПМ СО РАН для измерения полей статического давления использовали координатное устройство с зондом или специальную подробно дренированную пластину. В ЦАГИ поля статического давления на поверхности измерительной пластины, устанавливаемой вблизи боковой стенки рабочей части АДТ, измеряли с помощью люминесцентных преобразователей давления (ЛПД). Метод с использованием ЛПД основан на явлении тушения люминесценции органических люминофоров кислородом воздуха. Для реализации метода исследуемую поверхность покрывали тонким слоем специальной краски, представляющей собой проницаемый для кислорода полимер, который содержит молекулы люминофора. Люминофор возбуждается светом соответствующей длины волны, при этом измеряется интенсивность люминесценции либо время жизни возбужденных молекул. Причем и то, и другое обратно пропорционально давлению.

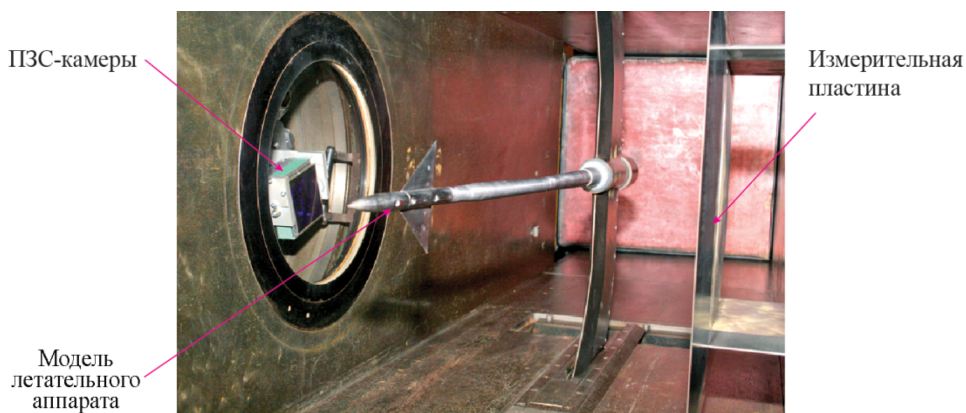


Рис. 1. Размещение оборудования в АДТ Т-113

В проведенных исследованиях параметры возмущенного потока в ближней зоне компоновки определяются численными методами, основанными на интегрировании уравнений Эйлера, которое проводили

с применением двухшаговой конечно-разностной маршевой схемы Мак-Кормака [5]. На гладких решениях эта схема имеет второй порядок точности по всем координатам, и она является условно устойчивой с числом Куранта, равным единице. Для построения разностной сетки используются конформные преобразования Кармана — Треффтца [6]. При создании вычислительной программы [7] применены специальные алгоритмы монотонизации, корректирующие решение в областях с большими градиентами газодинамических параметров. Особый расчет выполняется на поверхностях тела и выделенного головного скачка. Последующий пересчет эволюции возмущенного течения при распространении на большие расстояния выполняется с помощью метода [8], основанного на квазилинейной теории [9]. Оказывается, что на удалении от тела порядка 5–10 длин самолета трехмерное поле течения вблизи самолета вырождается в независимое в каждой азимутальной плоскости течение от некоторого эквивалентного тела вращения.

Задача определения интенсивности звукового удара сводится к решению системы обыкновенных дифференциальных уравнений независимо в каждой азимутальной плоскости. Далее следует применить теорему профессора Ю.Л. Жилина [8], согласно которой эквивалентное тело вращения можно определить через ближнее поле около компоновки самолета (рис. 2).

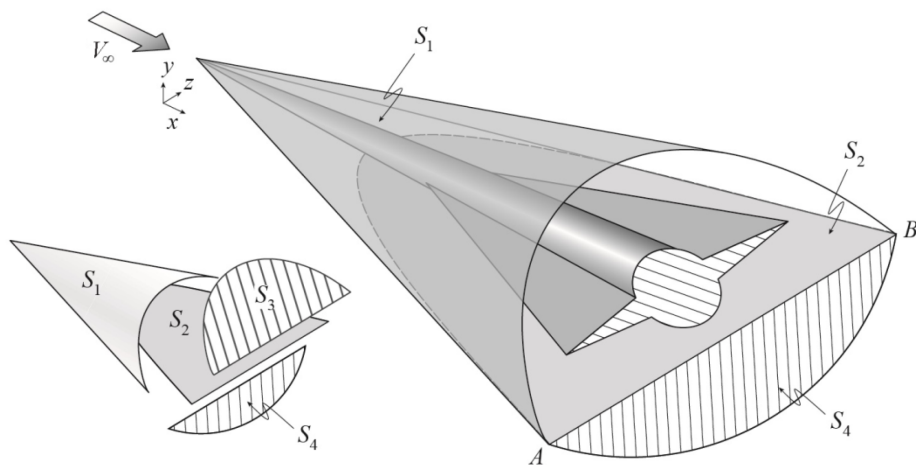


Рис. 2. Контрольный объем сверхзвукового обтекания компоновки самолета

Ю.Л. Жилин показал [8], что асимптотически удаленное решение, при некоторых допущениях, можно связать с интегралом в ближнем поле на некоторой поверхности S_2 , расположенной на удалении от самолета около 0,1–0,5 его длины L . Если учесть, что воз-

мущения невелики, то, согласно известной формуле линейной теории, можно перейти от скоростей к коэффициенту давления:

$$C_p = -\frac{2u}{V_\infty}.$$

Интеграл Жилина можно записать как

$$\frac{dS_{eq}(x_0)}{dx_0} = -\frac{2\beta}{V_\infty} \int_A^B u dz = \int_A^B \beta C_p dz,$$

где x_0 — координата точки пересечения плоскости S_3 с осью x ; V_∞ — скорость набегающего потока; u — компонента вектора возмущенной скорости вдоль оси x ; $\beta = \sqrt{M_\infty^2 - 1}$.

Для произвольного направления можно выбрать систему координат (x, y, z) так, чтобы плоскость S_2 и отрезок AB были перпендикулярны оси y .

Важная особенность интеграла Жилина заключается в том, что при фиксированном положении плоскости S_3 можно изменять расстояние от плоскости S_2 до оси x . Например, расположить эту плоскость на достаточном удалении от тела (R) так, чтобы были справедливы положения линейной теории ($R \sim 0,3...0,5 L$), но в то же время намного ближе, чем это требуется для установления асимптотического поведения решения ($R \sim 3...5 L$).

Звуковой удар можно рассчитать, используя производную площади поперечных сечений эквивалентного тела вращения dS/dx или распределение давления в исходной звуковой волне. Вычисление с применением dS/dx должно давать более точное значение звукового удара, чем с использованием распределения давления, поскольку удаление от модели на 200 мм может не содержать в себе правильно учета трехмерности обтекания.

Испытания по отработке методики в АДТ Т-113 проводились в незагруженной рабочей части и при наличии двух моделей, которые представляют собой конус — цилиндрическое тело и схематизированный планер сверхзвукового самолета с треугольным крылом. Модель «конус — цилиндр» устанавливалась под нулевым углом атаки, а для модели сверхзвукового летательного аппарата была изготовлена специальная изогнутая державка, устанавливающая ее под фиксированным углом 4° (без учета деформаций, обусловленных аэродинамической нагрузкой). В настоящей работе приведен пример расчета обтекания модели сверхзвукового летательного типа «крыло — фюзеляж» (рис. 3).

Возмущения, зарегистрированные контрольной пластиной при испытаниях моделей, содержат в себе и возмущения пустой АДТ.



Рис. 3. Схематизированная модель сверхзвукового летательного аппарата на изогнутой державке

Поэтому отдельно проводят испытания в пустой трубе, а полученные при этом данные затем вычитаются из распределения давления, зафиксированного контрольной пластиной. Далее, на основе интеграла Жилина [8], выполняются расчеты производной площади поперечных сечений эквивалентного тела вращения и коэффициента давления в среднем сечении измерительной пластины. Процедура вычитания «фоновых» значений распределения коэффициентов давления, зарегистрированных измерительной пластиной в пустой АДТ, позволяет существенно улучшить результаты расчетов производной площади поперечных сечений эквивалентного тела вращения. Все это используется в дальнейшем для определения интенсивности волны звукового удара на поверхности Земли.

С помощью метода ЛПД определено распределение коэффициента давления на измерительной пластине при генерации скачков моделью летательного аппарата с треугольным крылом при $M = 2$ (рис. 4).

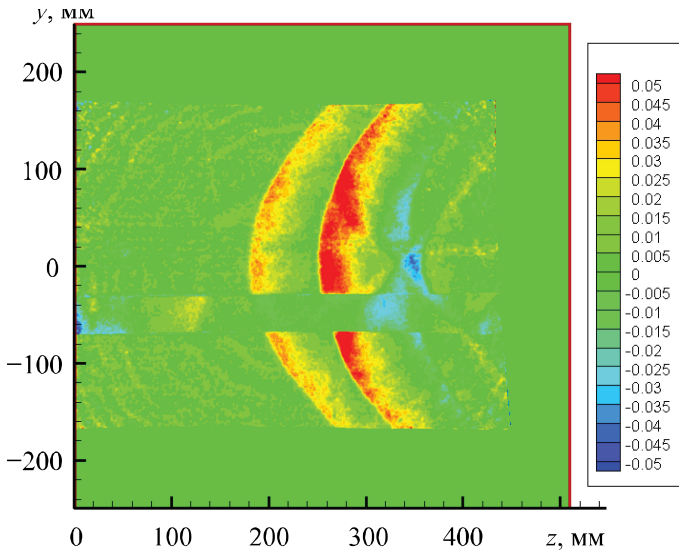


Рис. 4. Распределение коэффициента давления на измерительной пластине

Полученные для пустой трубы значения были вычтены из данных, зарегистрированных контрольно-измерительной пластиной.

Результаты исследований. Результаты сравнения экспериментальных и расчетных данных отражены на графиках, представленных на рис. 5. На базе экспериментальных данных, полученных в ближнем поле на измерительной пластине, проведен расчет производной площади поперечного сечения эквивалентного тела вращения dS/dx . Получена соответствующая эпюра ударной волны при числе Маха набегающего потока $M = 2$ и высоте полета $H = 20\ 000$ м. Графики (см. рис. 5) показывают удовлетворительное совпадение экспериментальных данных с результатами численного расчета.

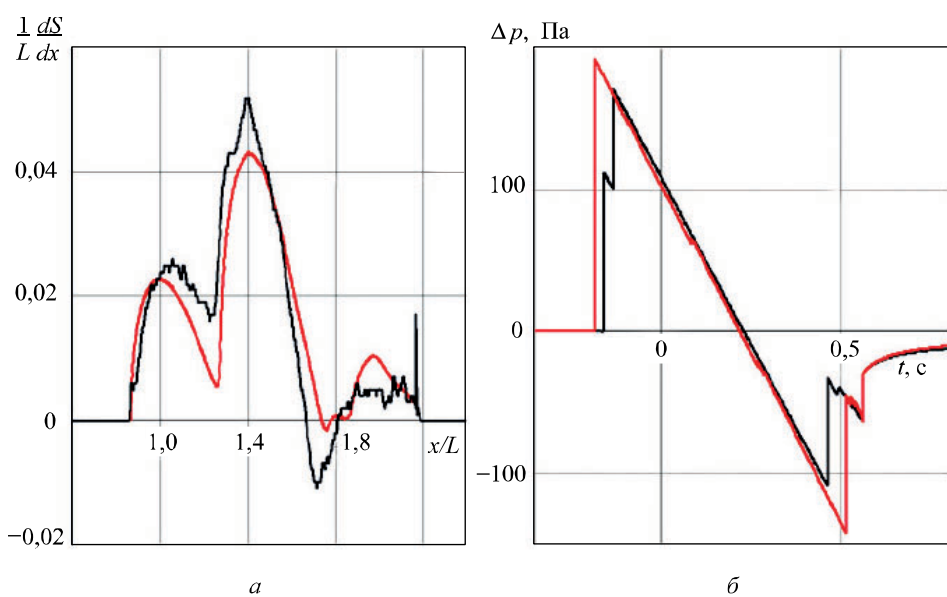


Рис. 5. Распределение производной площади поперечных сечений эквивалентного тела вращения, использованное для расчета звукового удара (а), и эпюра звуковой волны (б):

— расчет; — эксперимент

Рассмотрим возмущенное поле на контрольной пластине при числе $M = 2$ (рис. 6). Длина модели $L = 247$ мм. Ее силуэт для наглядности нанесен на пластину. Видно, что при рассматриваемом взаимном расположении пластины и модели часть зоны возмущений оказалась вне области измерений (выделены синим цветом), что искажает расчет волны звукового удара. Для других чисел Маха ситуация аналогичная. При таком обстоятельстве требуется изменить геометрические параметры стенда для экспериментальных исследований проблемы звукового удара.

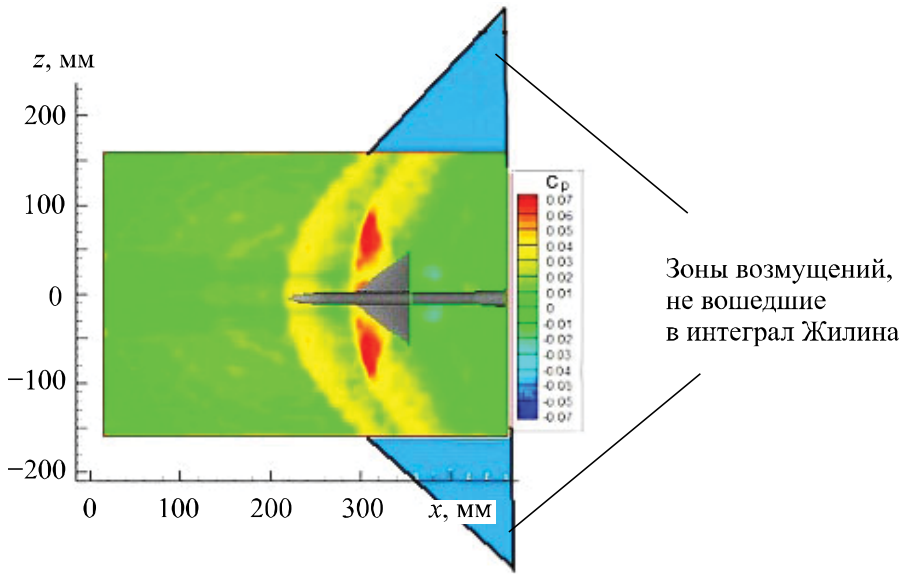


Рис. 6. Рабочая часть аэродинамической трубы и размеры плоскости интегрирования инварианта Жилина

Заключение. Сравнение результатов расчета с данными первых проведенных экспериментов позволяет сделать вывод о перспективности применения метода ЛПД при исследованиях ближнего поля моделей летательного аппарата в сверхзвуковых АДТ. В то же время анализ полученных экспериментальных данных и их дальнейшая обработка в целях получения исходных данных для расчета звукового удара в виде производной площади эквивалентного тела вращения выявили следующие особенности.

В АДТ при испытаниях без модели на поверхности измерительной пластины зафиксированы высокие уровни фоновых возмущений, которые часто соизмеримы с величинами, вызванными генераторами скачков (компоновками крыло — фюзеляж и конус — цилиндр). Возмущения потока, создаваемые исследованными компоновками (крыло — фюзеляж и конус — цилиндр), при $M = 2$ можно очистить от фоновых возмущений путем вычитания соответствующих коэффициентов давления. Для других чисел Маха эта процедура не улучшает данные для возмущенного моделями коэффициента давления.

В дальнейших исследованиях по внедрению методики в больших АДТ необходимо изменить некоторые геометрические параметры. Например, следует размещать измерительную пластину ближе к модели. Это должно привести к большим уровням индуцированных возмущений, уменьшить влияние боковых эффектов на краях пластины и обеспечить на ней более равномерный поток.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Чиркашенко В.Ф., Юдинцев Ю.Н. Развитие методики измерений параметров звукового удара в сверхзвуковых аэродинамических трубах. *Препринт № 6–83 ИТПМ СО АН СССР*. Новосибирск, 1983, с. 1–19.
- [2] Чиркашенко В.Ф., Юдинцев Ю.Н. Система измерений параметров звукового удара в аэродинамических трубах с использованием ЭВМ. *Препринт № 21–83 ИТПМ СО АН СССР*. Новосибирск, 1983, с. 1–27.
- [3] Рудаков А.И., Юдинцев Ю.Н. Звуковой удар от тел пространственной конфигурации, обтекаемых потоком с большими сверхзвуковыми скоростями. *Ученые записки ЦАГИ*, 1979, т. X, № 3, с. 27–36.
- [4] Чернышев С.Л., Иванов А.И., Киселев А.Ф., Коваленко В.В., Мошаров В.Е., Чиркашенко В.Ф., Волков В.Ф., Фомин В.М., Харитонов А.М. Совершенствование методов физического моделирования явления звукового удара от сверхзвукового самолета. *Результаты фундаментальных исследований в прикладных задачах авиационного строения. Сб. статей*. Москва, Наука, 2016, с. 41–54.
- [5] MacCormack R.W. The effect of viscosity in hypervelocity impact cratering. *AIAA Paper 69-354*, 1969, pp. 1–6.
- [6] Moretti G. Conformal mapping for computations of steady, three-dimensional, supersonic flows. *Numerical/Laboratory Computer Methods in Fluid Mechanics. ASME*, 1976, pp. 1–11.
- [7] Коваленко В.В., Минайлос А.Н. Расчет невязкого сверхзвукового течения около комбинации крыло — фюзеляж. *Труды ЦАГИ*, 1984, вып. 2251, с. 12–21.
- [8] Жилин Ю.Л., Коваленко В.В. О связывании ближнего и дальнего полей в задаче о звуковом ударе. *Ученые записки ЦАГИ*, 1998, т. 29, № 3–4, с. 111–122.
- [9] Жилин Ю.Л. Теория звукового удара. *Труды ЦАГИ*, 1973, вып. 1489, с. 13–22.

Статья поступила в редакцию 29.12.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Киселев А.Ф., Коваленко В.В., Притуло Т.М. Исследование звукового удара: расчет и эксперимент. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 8.
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-8-1643>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLI Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 24–27 января 2017 г.

Киселев Андрей Филиппович — канд. физ.-мат. наук, начальник лаборатории ЦАГИ. Автор более 50 печатных работ в области механики жидкости и газа. e-mail: a-ph-kiselev@ya.ru

Коваленко Виктор Васильевич — канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник отделения аэродинамики ЦАГИ. Автор более 50 печатных работ в области аэродинамики сверхзвуковых летательных аппаратов и численных методов исследования. e-mail: vvkov47@mail.ru

Притуло Татьяна Михайловна — канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник отделения аэродинамики ЦАГИ. Автор более 30 печатных работ в области аэродинамики сверхзвуковых летательных аппаратов и решении задач оптимизации. e-mail: prit-tania@mail.ru

Sonic boom investigation: Computation and experiment

© A.F. Kiselev, V.V. Kovalenko, T.M. Pritulo

Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky town,
Moscow Region, 140180, Russia

The article deals with the issues related to designing supersonic aircraft. The biggest hurdle in creating second-generation supersonic civil aircraft is the requirement for the sonic boom amplitude to remain acceptable. The article presents results of investigating the sonic boom phenomenon using a combined computational and experimental technique. The technique is based on measuring perturbed pressure in the near field of a model mounted in the working part of a wind tunnel and subsequently remapping the measurement data over large distances using the quasilinear theory. We provide results of investigating pressure distributions in the near field of aircraft models in the TsAGI T-113 wind tunnel. We compare experimental and numerical data and outline suggestions for improving the technique.

Keywords: *supersonic civil aircraft, sonic boom, numerical techniques, mathematical modelling, Zhilin's theorem, experimental techniques, near and far field*

REFERENCES

- [1] Chirkashenko V.F., Yudinsev Yu.N. Razvitie metodiki izmereniy parametrov zvukovogo udara v sverkhzvukovykh aerodinamicheskikh trubakh [Developing a technique for measuring sonic boom parameters in supersonic wind tunnels]. *Preprint no. 6–83, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences. Novosibirsk, 1983, pp. 1–19.*
- [2] Chirkashenko V.F., Yudinsev Yu.N. Sistema izmereniy parametrov zvukovogo udara v aerodinamicheskikh trubakh s ispolzovaniem EVM [A system for measuring sonic boom parameters in wind tunnels using a computer]. *Preprint no. 21–83, Khristianovich Institute of Theoretical And Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences. Novosibirsk, 1983, pp. 1–27.*
- [3] Rudakov A.I., Yudinsev Yu.N. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1979, vol. X, no. 3, pp. 27–36.
- [4] Chernyshev S.L., Ivanov A.I., Kiselev A.F., Kovalenko V.V., Mosharov V.E., Chirkashenko V.F., Volkov V.F., Fomin V.M., Kharitonov A.M. Sovershenstvovanie metodov fizicheskogo modelirovaniya yavleniya zvukovogo udara ot sverkhzvukovogo samoleta [Refining physical simulation techniques for the phenomenon of sonic boom generated by supersonic aircraft]. In: *Sbornik "Rezultaty fundamentalnykh issledovaniy v prikladnykh zadachakh aviastroeniya"* [Proc. of the Results of Theoretical Investigations in Applied Problems of Aircraft Industry]. Moscow, Nauka Publ., 2016, pp. 41–54.
- [5] MacCormack R.W. The effect of viscosity in hypervelocity impact cratering. The 4th Aerodynamic Testing Conference, Cincinnati, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1969. *AIAA Paper 69-354*, 1969, pp. 1–6.
- [6] Moretti G. Conformal mapping for computations of steady, three-dimensional, supersonic flows. *Numerical/Laboratory Computer Methods in Fluid Mechanics. ASME*, 1976, pp. 1–11.
- [7] Kovalenko V.V., Minaylos A.N. Raschet nevyazkogo sverkhzvukovogo techeniya okolo kombinatsii krylo — fyuzelyazh [Computing inviscid

- supersonic flow parameters near the wing-body configuration]. *Trudy TsAGI — TsAGI Proceedings*, 1984, iss. 2251, pp. 12–21.
- [8] Zhilin Yu.L., Kovalenko V.V. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1998, vol. 29, no. 3–4, pp. 111–122.
- [9] Zhilin Yu.L. Teoriya zvukovogo udara [Sonic boom theory]. *Trudy TsAGI — TsAGI Proceedings*, 1973, iss. 1489, pp. 13–22.

Kiselev A.F. (b. 1954) graduated from Moscow Institute of Physics and Technology in 1978. Cand. Sc. (Phys.-Math.), Head of Laboratory, Zhukovskiy Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Author of over 50 scientific publications in the field of gas and fluid mechanics. e-mail: a-ph-kiselev@ya.ru

Kovalenko V.V. (b. 1947) graduated from Moscow Institute of Physics and Technology in 1972. Cand. Sc. (Eng.), Leading Research Scientist, Department of Aerodynamics, Zhukovskiy Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Author of over 50 scientific publications in the field of supersonic aircraft aerodynamics and numerical modelling methods. e-mail: vvkov47@mail.ru

Pritulo T.M. (b. 1959) graduated from Moscow Institute of Physics and Technology in 1981. Cand. Sc. (Eng.), Leading Research Scientist, Department of Aerodynamics, Zhukovskiy Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Author of over 30 scientific publications in the field of supersonic aircraft aerodynamics and solving optimisation problems. e-mail: prit-tania@mail.ru