

03.1;10

Влияние локального нагрева набегающего потока на уровень звукового удара от тонкого тела, находящегося в аэродинамической тени за диском

© А.В. Потапкин, Д.Ю. Москвичев

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск, Россия
E-mail: potapkin@itam.nsc.ru

Поступило в Редакцию 26 марта 2021 г.

В окончательной редакции 3 мая 2021 г.

Принято к публикации 11 мая 2021 г.

Выполнены расчеты звукового удара от двух тел — диска и тонкого тела вращения — при локальном разогреве набегающего потока воздуха. Тела находятся в тепловом следе за областью нагрева. Тонкое тело находится в аэродинамической тени за диском. Число Маха холодного потока воздуха равно 2. Расчеты выполнены с помощью комбинированного метода „тел-фантомов“. На основании расчетов сделан вывод об эффективности подавления уровня звукового удара при одновременном использовании разогрева набегающего потока и аэродинамической тени за диском.

Ключевые слова: ударные волны, звуковой удар, тонкое тело, аэродинамическая тень, нагрев потока, метод „тел-фантомов“.

DOI: 10.21883/PJTF.2021.16.51325.18789

Разрабатываются различные способы управления звуковым ударом. Обзоры работ по проблеме звукового удара представлены в [1,2]. Возможным активным способом снижения уровня звукового удара является изменение параметров набегающего потока [3–5]. Для уменьшения звукового удара можно разогревать набегающий на тело поток [3,4]. Разогрев потока приводит к увеличению скорости звука в потоке и соответствующему уменьшению числа Маха. В потоке возникает ударная волна от области нагрева, которая участвует в формировании звукового удара. Правильно подобранные параметры для области нагрева обеспечивают снижение уровня удара на 20% и более. Эффект снижения удара можно усилить с помощью последовательного разогрева набегающего потока в двух областях перед телом. Это позволяет снизить уровень звукового удара более чем на 30% [4].

Параметры потока можно изменить с помощью аэродинамической поверхности перед телом, например с помощью диска, размещенного поперек сверхзвукового набегающего потока [5]. За диском сформируется дозвуковое возвратное течение (аэродинамическая тень). Создание аэродинамической тени может обеспечить снижение уровня звукового удара на 12% и более.

В настоящей работе проверялась возможность снижения уровня звукового удара при одновременном использовании двух способов изменения параметров набегающего потока. В работе использованы следующие обозначения: p_0 — статическое давление в набегающем потоке, Δp — избыточное давление, T_0 — статическая температура воздуха в набегающем потоке, M_0 — число Маха набегающего потока воздуха. На рис. 1, *a* показаны тело, диск, область нагрева потока и схема течения с ударными волнами. Расчеты осесимметрич-

ного стационарного течения выполнялись в цилиндрической системе координат $\{x, r\}$, где x — продольная координата, отсчитываемая от носика тела вниз по потоку, r — радиальная координата. При проведении расчетов задавались следующие параметры атмосферы и набегающего потока: $p_0 = 5474.87$ Па, $T_0 = 216.65$ К, $M_0 = 2$. Поверхность тонкого тела вращения в размерных величинах задавалась формулой $r = 0.2(x - x^2/L)$, $0 \leq x \leq L$, длина тела $L = 40$ м.

Параметры ближнего поля течения вычислялись при помощи пакета программ ANSYS Fluent для вязкого теплопроводного газа. Рассчитанные параметры использовались в качестве начальных данных в задаче о звуковом ударе. Расчеты дальнего поля выполнялись по методу „тел-фантомов“ [6], в основе которого лежат аналитические решения Ландау [7], Уизема [8] и Рао [9]. Тестирование метода выполнено в работах [5,6] для заостренных и затупленных тел. На рис. 1, *b* представлено сравнение результатов расчетов с результатами экспериментов с шарами различного диаметра D в баллистической трассе [10]. Здесь использованы следующие обозначения: $\Delta p'$ — избыточное давление на мерной пластине за точкой отражения головной ударной волны, D — диаметр шара, r — радиальное расстояние от траектории полета шара, h — расстояние от траектории полета до мерной пластины. Тестовые расчеты показали, что метод „тел-фантомов“ применим для вычисления параметров ударных волн в дальнем поле как для заостренных, так и для затупленных тел.

Выполнены расчеты для тонкого тела с диском без нагрева набегающего потока. Расстояние от диска до носика тела $x/L = 0.046$. Результаты расчетов представлены на рис. 2. На рис. 2, *a* и *b* результаты расчетов

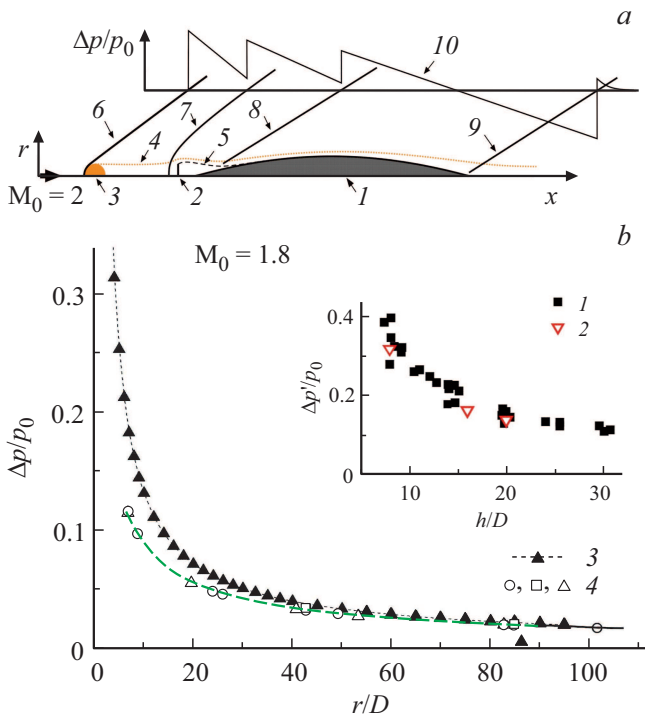


Рис. 1. *a* — картина обтекания тела с диском и локальным нагревом потока. 1 — тонкое тело вращения, 2 — диск, 3 — область нагрева потока, 4 — тепловой след от области нагрева, 5 — звуковая линия, 6 — ударная волна от области нагрева, 7 — ударная волна от диска, 8 — ударная волна от тела (висячий скачок), 9 — хвостовая ударная волна, 10 — профиль относительного избыточного давления. *b* — тестирование метода „тел-фантомов“. 1 — измерения давления на мерной пластине за отраженной головной ударной волной в баллистической трубе, 2 — 3D-расчеты с помощью ANSYS Fluent, 3 — 2D-расчеты интенсивности головной ударной волны с помощью ANSYS Fluent, 4 — расчеты по методу „тел-фантомов“ [5].

одних и тех же величин обозначены одинаковыми цифрами. Для удобства восприятия отдельные данные на рисунках опущены. На рис. 2, *a* показаны зависимости относительной интенсивности ударных волн от диаметра диска d для расстояния $r/L \sim 520$. На рисунке также качественно изображен профиль избыточного давления для $d/L = 0.04$. Для диска с диаметром $d/L = 0.03$ ударная волна от тела догоняет ударную волну от диска, и в дальнем поле звуковой удар становится сильнее, чем от исходного тонкого тела. Диск с $d/L = 0.05$ создает аэродинамическую тень, которая обеспечивает уменьшение интенсивности ударной волны от тела, но при этом растет интенсивность ударной волны от диска и уровень звукового удара определяется ударной волной от диска. Результаты, представленные на рисунке, показывают, что диск с $d/L = 0.04$ создает аэродинамическую тень, которая обеспечивает уменьшение звукового удара. На рис. 2, *a* точками 3 и 4 показаны результаты расчетов для тонкого тела с одной областью нагрева

с радиусом $r_s/L = 0.05$. Область нагрева располагалась на расстоянии $0.5L$ перед тонким телом, наибольшая температура набегающего потока в области нагрева 580 К [4]. Можно предполагать, что разогрев потока обеспечит дальнейшее снижение удара от тонкого тела с диском. На рис. 2, *b* показаны зависимости относительной интенсивности ударных волн от радиального расстояния r . Линиями 5–7 показаны зависимости $\Delta p/p_0 \sim (r/L)^{-3/4}$ [7], которые правильно описывают распространение ударных волн на большие расстояния, что подтверждается расположением расчетных точек на

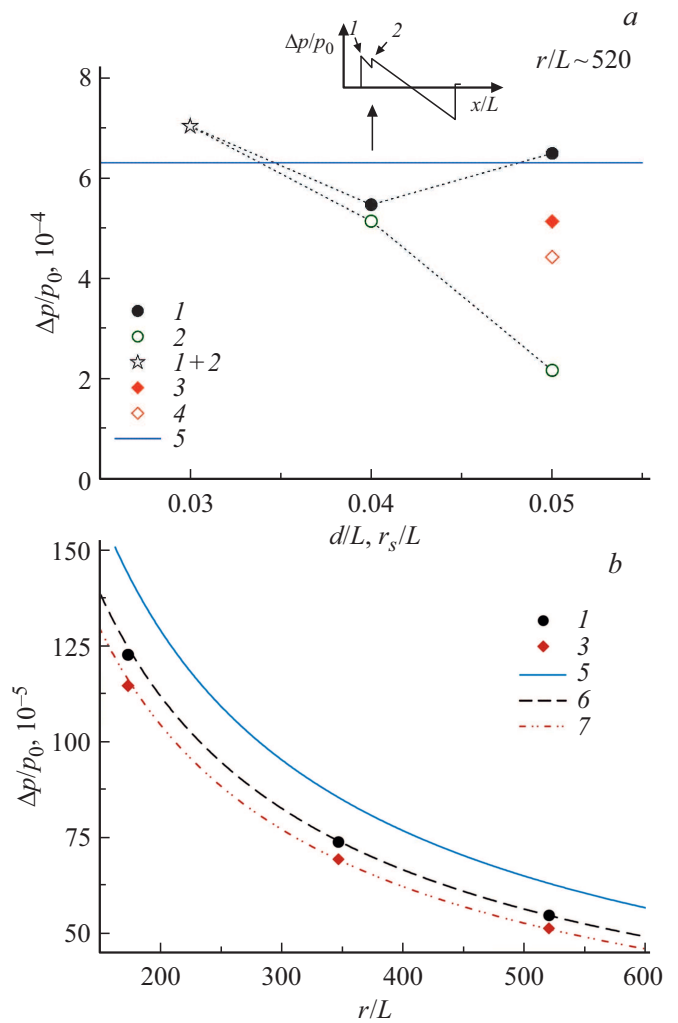


Рис. 2. Относительная интенсивность ударных волн. *a* — интенсивности ударных волн на расстоянии $r/L \sim 520$; *b* — интенсивности ударных волн в зависимости от радиального расстояния r . 1, 2 — ударные волны от тела с диском в холодном потоке (1 — ударная волна от диска, 2 — ударная волна от тела (висячий скачок)), 1+2 — ударная волна, образовавшаяся после слияния ударных волн от диска и тела, 3, 4 — ударные волны от тела и области нагрева потока [4] (3 — ударная волна от области нагрева потока, 4 — ударная волна от тела, находящегося в тепловом следе за областью нагрева), 5 — ударная волна от тонкого тела без диска в холодном потоке, 6 — ударная волна от диска с $d/L = 0.04$, 7 — ударная волна от области нагрева с $r_s/L = 0.05$.

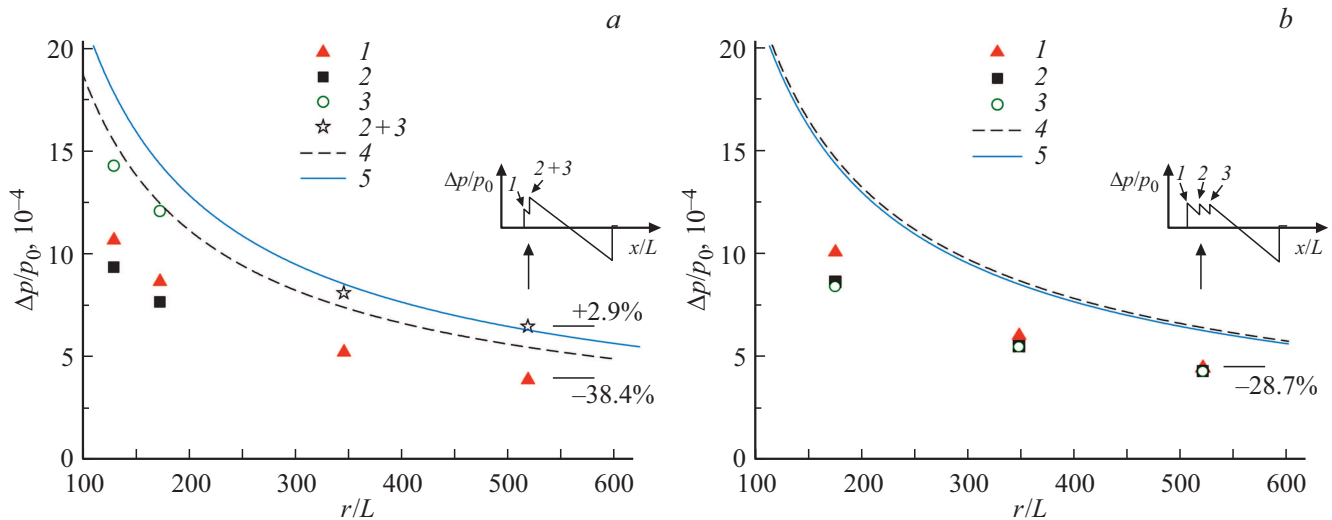


Рис. 3. Относительная интенсивность ударных волн от тела с диском при локальном нагреве набегающего потока. *a* — диск с $d/L = 0.04$, наибольшая температура воздуха в области нагрева $T_m/T_0 = 2.77$; *b* — диск с $d/L = 0.05$, наибольшая температура воздуха в области нагрева $T_m/T_0 = 4.18$. 1 — ударная волна от области нагрева, 2 — ударная волна от диска, находящегося в тепловом следе от области нагрева, 3 — ударная волна от тела (висячий скачок), 2+3 — ударная волна, образовавшаяся после слияния ударных волн от диска и тела, 4 — относительная интенсивность головной ударной волны от диска в холодном потоке, 5 — зависимость $\Delta p/p_0 \sim (r/L)^{-3/4}$ [7] для головной ударной волны от тонкого тела без диска в холодном потоке.

этих кривых. Достоверность расчетов проверялась путем сравнения между собой результатов расчетов дальнего поля при выборе начальных данных на разных расстояниях от тела. Сравнение результатов расчетов дальнего поля показало, что взаимное отклонение решений не превышает 2%.

Результаты расчетов звукового удара от тела с диском при разогреве набегающего потока представлены на рис. 3. Выполнены расчеты для тонкого тела с диском и локальным нагревом набегающего потока перед диском (см. рис. 1, *a*). Расстояние от носика тела до диска $0.046L$. Расчеты проводились для дисков с диаметром $d/L = 0.04$ или 0.05 . Область нагрева имела форму шара с диаметром $0.05L$ и располагалась перед телом на расстоянии $0.5L$. Расчеты течения в области нагрева, в тепловом следе и ближнем поле выполнялись при постоянных удельных теплоемкостях и показателе адиабаты $\gamma = 1.4$. Для моделирования энерговыделения в области нагрева в правую часть уравнения энергии вводился источниковый член. Распределение удельной мощности источника энерговыделения задавалось постоянной величиной по области нагрева. В расчетах удельная мощность энергоподвода задавалась равной $0.75 \cdot 10^7$ или $1.18 \cdot 10^7 \text{ W/m}^3$, а поток воздуха в области нагрева разогревался до наибольших температур $T_m/T_0 = 2.77$ или 4.18 соответственно. На рис. 3, *a* представлены результаты расчетов интенсивности ударных волн от тела с диском с $d/L = 0.04$ при наибольшей температуре потока в области нагрева $T_m/T_0 = 2.77$. На рис. 3, *b* представлены результаты расчетов интенсивности ударных волн от тела с диском с $d/L = 0.05$ при наибольшей температуре потока в области нагрева $T_m/T_0 = 4.18$.

Качественно изображены профили избыточного давления для расстояния $r/L \sim 520$.

Когда в набегающий поток перед телом с диском подводится тепло, в окрестности области нагрева формируется ударная волна, а за областью нагрева формируется тепловой след с повышенной температурой потока, пониженной плотностью и пониженными значениями чисел Маха. Результаты расчетов показывают, что при расположении диска в тепловом следе происходит ослабление ударной волны от диска (ср. точки 2 и линии 4). В холодном потоке (рис. 2, *a*) для диска с $d/L = 0.04$ с помощью аэродинамической тени было получено уменьшение звукового удара от тонкого тела. Нагрев набегающего потока позволяет уменьшить интенсивность ударной волны от диска в дальнем поле. На рис. 3, *a* представлены результаты расчетов дальнего поля для тела с диском с $d/L = 0.04$ и нагревом потока. Уменьшение интенсивности ударной волны от диска приводит к слиянию ударных волн от диска и от тела. Числа в процентах показывают изменение интенсивности ударных волн по сравнению с интенсивностью головной ударной волны от тела в холодном потоке на расстоянии $r/L \sim 520$. Подвод тепла позволяет добиться снижения интенсивности первого скачка на профиле давления в дальнем поле примерно на 40%. При этом слияние ударных волн приводит к увеличению интенсивности второго скачка. На рис. 3, *b* показана возможность уменьшения интенсивности всех ударных волн при одновременном использовании нагрева набегающего потока и аэродинамической тени от диска с $d/L = 0.05$. Удалось подобрать такие параметры расчета, при которых ударные волны в дальнем поле не сливаются,

распространяются раздельно, а интенсивности всех скачков на профиле давления в дальнем поле примерно на 30% меньше по сравнению с интенсивностью головной ударной волны от тела в холодном потоке.

В результате расчетов установлено, что объединение двух эффектов снижения уровня звукового удара за счет аэродинамической тени от диска и разогрева набегающего на диск потока позволяет снизить уровень звукового удара от исходного тонкого тела. Одновременное использование двух способов изменения параметров набегающего потока может более эффективно уменьшать интенсивность ударных волн в дальнем поле по сравнению с применением каждого способа по отдельности.

Финансирование работы

Работа выполнена в рамках государственного задания (номер госрегистрации 121030500162-7).

Конфликт интересов

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

Список литературы

- [1] L.R. Benson, *Quieting the boom: the shaped sonic boom demonstrator and the quest for quiet supersonic flight* (NASA, 2013).
- [2] Y. Sun, H. Smith, *Prog. Aerosp. Sci.*, **90**, 12 (2017). DOI: 10.1016/j.paerosci.2016.12.003
- [3] J.K. Riley, *Sonic boom attenuator*, US Patent 5263661 (1993).
- [4] А.В. Потапкин, Д.Ю. Москвичев, *ЖТФ*, **91** (4), 558 (2021). DOI: 10.21883/ЖТФ.2021.04.50618.248-20
- [5] A.V. Potapkin, D.Yu. Moskvichev, *Shock Waves*, **28** (6), 1239 (2018). DOI: 10.1007/s00193-018-0817-1
- [6] А.В. Потапкин, Д.Ю. Москвичев, *ПМТФ*, **52** (2), 15 (2011).
- [7] Л.Д. Ландау, *ПММ*, **9** (4), 286 (1945).
- [8] G.B. Whitham, *Commun. Pure Appl. Math.*, **5** (3), 301 (1952). DOI: 10.1002/cpa.3160050305
- [9] P.S. Rao, *Aeronaut. Quarterly*, **7** (1), 21 (1956). DOI: 10.1017/S0001925900010118
- [10] А.П. Красильщиков, Л.П. Гурьяшкин, *Экспериментальные исследования тел вращения в гиперзвуковых потоках* (Физматлит, М., 2007).