

03.2

Расчетно-экспериментальное исследование влияния вдува/отсоса газа через перфорированную поверхность на пограничный слой при сверхзвуковом числе Маха

© П.А. Поливанов

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

Поступило в Редакцию 11 мая 2021 г.

В окончательной редакции 12 июля 2021 г.

Принято к публикации 16 июля 2021 г.

Выполнено численное и экспериментальное исследование воздействия вдува/отсоса через перфорированную поверхность на турбулентный пограничный слой, развивающийся в канале при числе Маха $M = 1.4$. Основная часть расчетов проведена на базе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса с использованием модели турбулентности $k-\omega$ SST. Расчетная геометрия полностью повторяла экспериментальную, включая перфорированную поверхность. Проведено сравнение данных моделирования с экспериментальными результатами, полученными на основе метода PIV. Анализ данных позволил оценить пределы применимости численного метода для моделирования исследуемого течения.

Ключевые слова: сверхзвуковое течение, вдув/отсос газа через перфорированную поверхность, пограничный слой, уравнения Навье–Стокса, модель турбулентности $k-\omega$ SST, метод PIV.

DOI: 10.21883/PJTF.2021.21.51623.18862

Вдув/отсос газа через перфорированную (пористую) поверхность широко используется в различных задачах авиационной техники (например, для охлаждения стенок, управления пограничным слоем, отрывными течениями и др.). Большинство расчетных и экспериментальных исследований использования вдува/отсоса через перфорированные поверхности в задачах газовой динамики выполнялось для дозвуковых скоростей [1,2]. Экспериментальных работ в области использования вдува/отсоса через перфорированные поверхности для сверхзвуковых течений существенно меньше. При этом обычно исследуется глобальная перестройка течения за счет эффекта вдува/отсоса через пористость и не уделяется внимания изменению различных характеристик пограничного слоя (в частности, толщины вытеснения, формпараметра и т.д.) около перфорированной поверхности. Например, в работе [3] пористые поверхности использовались для управления отрывными течениями, однако детальный анализ потока около пористых вставок и влияния геометрии пористости не проводился. В работе [4] были найдены безразмерные зависимости массового расхода через пористую поверхность для устройств отсоса пограничного слоя в зависимости от геометрии перфорированной поверхности, но детальных данных об изменении состояния пограничного слоя не приводится. На данный момент хорошо исследована структура течения при взаимодействии одиночной струи со сверхзвуковым потоком. Так, например, в работе [5] приводятся данные, полученные при большой степени нерасчетности струи. Для перфорированных поверхностей структура течения в области пограничного слоя при вдуве/отсосе детально не исследована.

Задача активного управления транс- и сверхзвуковыми потоками является критически важной для дальнейшего прогресса авиационной области. Большинство методов управления основывается на модификации пограничного слоя. Например, в работах [6,7] использовались плазменные актуаторы для подавления отрывных зон путем интенсификации массообмена внешнего течения с пограничным слоем [6] или турбулизации течения [7]. Интерес к использованию вдува/отсоса через перфорированные поверхности для решения этих задач сводится к более высокой проработке технологической стороны вопроса. Это позволяет быстро внедрить данный метод в реальные приложения. Для более активного использования этого метода необходимо хорошо понимать физику воздействия вдува/отсоса на пограничный слой в зависимости от геометрии перфорированной поверхности и параметров течения.

Экспериментальные работы требуют существенных ресурсов, поэтому использование численных методов предпочтительнее. Современные вихреразрешающие численные методы (LES/DNS) позволяют рассчитывать такие течения [8], но требуют большого вычислительного времени. Методы на основе уравнения Рейнольдса (RANS) требуют существенно меньших вычислительных ресурсов, что делает их привлекательными для этой задачи, но используемые гипотезы и эмпирическая природа коэффициентов, входящих в модели турбулентности в RANS-подходе, требуют верификации расчетов. Поэтому было решено выполнить расчетно-экспериментальную работу с целью верификации методов RANS в задачах влияния вдува/отсоса газа через перфорированную поверхность на сверхзвуковой пограничный слой.

Эксперименты выполнялись в модифицированной (для малых сверхзвуковых чисел) аэродинамической трубе Т-3276. Экспериментальная установка представляла собой расширяющийся канал прямоугольного сечения (шириной 57 мм, высотой от 19 до 23 мм) длиной 370 мм. Перед каналом устанавливалось плоское сопло Лавалья на число Маха $M = 1.4$. Расширение канала было реализовано для компенсации влияния увеличения толщины пограничного слоя вдоль канала. Чертеж установки приведен на рис. 1. Эксперименты проводились при температуре торможения $T_0 = 298$ К и давлении торможения $P_0 = 1.01 \cdot 10^5$ Па ($Re_1 \approx 15 \cdot 10^6$ м⁻¹). В боковых стенках канала были предусмотрены два окна для обеспечения оптического доступа к зоне измерений. На верхней стенке предусмотрено два паза для установки перфорированных вставок. Первый был расположен рядом со срезом сопла, второй располагался в середине канала в зоне развитого турбулентного пограничного слоя. Для реализации турбулентного состояния пограничного слоя вдоль всего канала на выходе из сопла устанавливался турбулизатор. Турбулизатор представлял собой полоску наждачной бумаги высотой 0.2 мм, длиной 1.5 мм и занимал всю ширину рабочей части. Нижняя стенка изготовлена из оргстекла, что позволяло вводить лазерное излучение в исследуемую область. Основной измерительной техникой являлся метод PIV (particle image velocimetry). Поток засеивался микрочастицами со средним размером 1 μм. Случайная ошибка измерений векторов мгновенной скорости в данных экспериментах не превышала 2%. Время пуска составляло ~ 50 с. Расчет статистических данных велся на основании 700 мгновенных полей скорости.

Для организации вдува или отсоса газа вставка с перфорированной поверхностью через гофрированный шланг подсоединялась к камере повышенного давления или вакуумной камере. Для регулирования расхода газа использовались различные шаровые краны. Площадь открытого сечения использованных кранов не превышала суммарной площади отверстий на поверхности пористой вставки. Этот факт и обеспечение необходимого перепада давления приводили к образованию критического сечения в шаровом кране. С учетом данных о температуре и давлении торможения перед критическим сечением рассчитывался расход газа $R = S_{cr} a_{cr} \rho_{cr}$, где a_{cr} , ρ_{cr} , S_{cr} — скорость звука, плотность и площадь отверстия в критическом сечении соответственно. Кроме того, массовый расход воздуха через гофрированный шланг измерялся расходомером Honeywell AWM720P1. Разница при использовании двух методов измерения расхода воздуха не превышала 10%.

Численное моделирование осуществлялось в трехмерной постановке RANS в пакете ANSYS Fluent. Расчетная область полностью повторяла исследуемую геометрию канала, включая перфорированную вставку (моделировались все отверстия вставки). Использовалась структурированная блочная сетка. После исследования сходимости по сетке были выбраны следующие парамет-

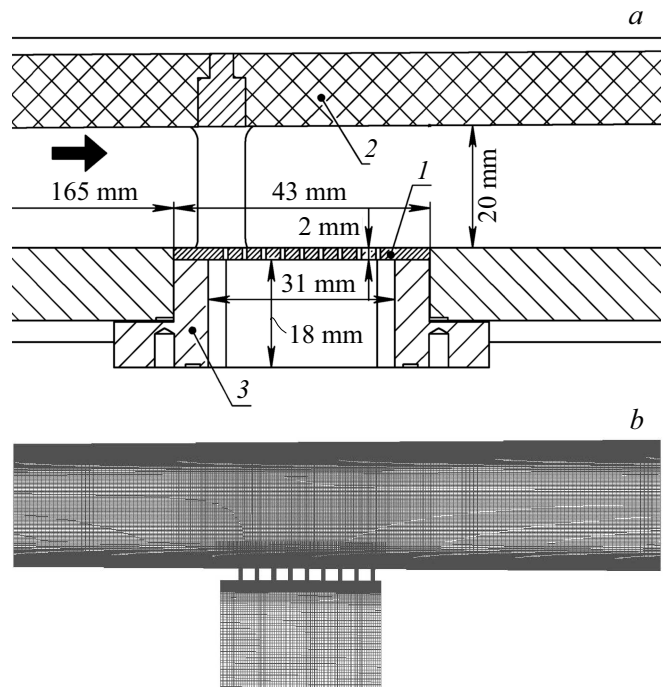


Рис. 1. *a* — эскиз экспериментального стенда в области перфорированной вставки. 1 — перфорированная стенка, 2 — оптическое окно, 3 — вставка. *b* — расчетная область.

ры: $y^+ \approx 1$, $x^+ \approx 10$, $z^+ \approx 10$, общее количество узлов ~ 8 млн, количество ячеек в зоне одного отверстия ~ 200 (в плоскости, расположенной перпендикулярно оси симметрии цилиндрического отверстия). Для ускорения расчетов моделировалась только часть канала длиной 100 мм (рис. 1). На входе в расчетную область задавались параметры, полученные на основе предварительных расчетов всего канала до перфорированной области, включая часть форкамеры и сопла Лавалья. Для моделирования вдува/отсоса на нижней границе пористой вставки задавалось условие постоянства массового расхода. В ANSYS Fluent это граничное условие реализуется путем автоматического подбора статического давления, обеспечивающего заданный расход газа. Предварительные расчеты показали, что наилучшее согласие экспериментальных и численных результатов наблюдается при использовании модели турбулентности $k-\omega$ SST, которая далее и использовалась при выполнении численного исследования. Для определения возможного вклада в основное течение нестационарных крупномасштабных структур, формируемых в области вдува/отсоса, было решено выполнить часть расчетов с использованием подхода IDDES (improved delayed eddy simulation) с подсеточной моделью турбулентности $k-\omega$ SST. При использовании метода IDDES на входной границе задавались стационарные условия, соответствующие расчету RANS. Нестационарные процессы в моделировании IDDES возникали уже в области вдува.

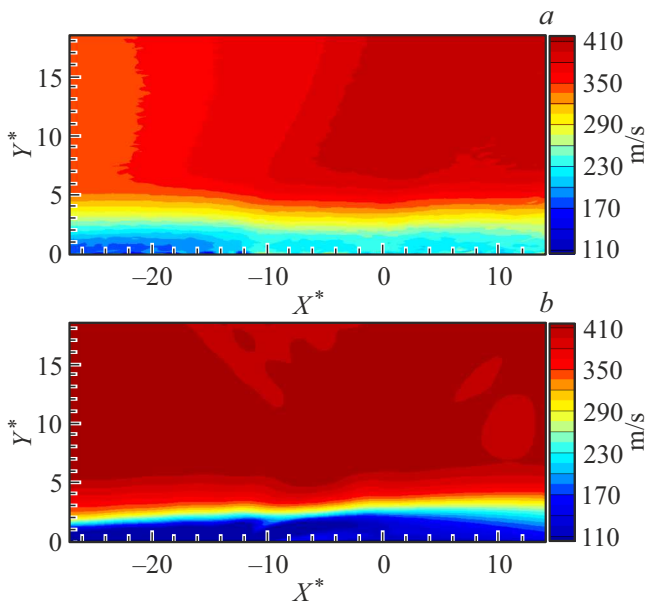


Рис. 2. Сравнение экспериментальных и расчетных полей продольной компоненты скорости, полученных на пористой вставке #7 при расходе газа $R/R_d = 0.22$. *a* — эксперимент, *b* — $\kappa-\omega$ SST.

В ходе экспериментальной и численной работы были рассмотрены различные перфорированные вставки, различающиеся диаметром отверстий и шагом между отверстиями. Подробное описание перфорированных вставок можно найти в работе [9]. Нумерация перфорированных вставок в этой работе и в исследовании [9] совпадает. В настоящей работе приводятся результаты, полученные для вставок #4 ($d = 0.8$ mm, $h = 1.6$ mm) и #7 ($d = 2$ mm, $h = 4$ mm), где d — диаметр отверстия, h — расстояние между отверстиями. Пример полученных данных для случая вдува газа показан на рис. 2. За нуль продольной координаты принято окончание пористой вставки. Координаты X^* и Y^* обезразмерены нормировкой на толщину вытеснения пограничного слоя в точке окончания пористой вставки, полученную без вдува/отсоса. Область перфорации заканчивается около значения $X^* = -10$.

Из рис. 2 хорошо видно, что около стенки в зоне вдува газа в пограничном слое формируется область с пониженной скоростью потока. Экспериментальные данные показывают большую наполненность профиля в этой области по сравнению с расчетом. Во внешней части течения скорость потока, найденная в эксперименте, ниже величины, полученной в расчете. Причиной падения скорости вне пограничного слоя является скачок уплотнения, который генерируется в начале области вдува. После окончания области вдува толщина вытеснения резко уменьшается, что приводит к формированию веера волн разрежения. В результате скорость потока в канале вновь возрастает. В расчете ударная волна и волна разрежения возникали, но их интенсивность

была существенно меньше, чем в эксперименте. В результате наблюдается качественное различие картины течения в канале. Можно предположить, что одной из причин различия данных является проблема моделирования взаимодействия возникающей ударной волны с пограничным слоем. В области следа (за пористой вставкой) в расчете RANS наблюдается медленное возрастание наполненности профиля пограничного слоя к равновесному состоянию. Заметим, что результаты моделирования IDDES показывают схожие с RANS средние поля течения в области вдува, но в области следа (за пористой вставкой) данные IDDES ближе к экспериментальным результатам. Можно предположить, что причиной этого являются крупные вихри, которые возникали в области вдува в расчете IDDES. Крупномасштабные вихревые структуры усиливали конвективные процессы в пограничном слое, что ускоряло рост наполненности профиля в следе. Уменьшение расхода газа через пористую вставку приводило к уменьшению разницы между расчетом и экспериментом. Картины течения, полученные при других параметрах пористой вставки, качественно согласуются с рис. 2.

Пример сравнения интегральных данных, полученных в области перфорированной вставки, приводится на рис. 3. Здесь для обезразмеривания используются толщина вытеснения, найденная в эксперименте при отсутствии вдува/отсоса (δ_0^*), и расход газа, определяемый как $R_d = l\rho U\delta_0^*$, где l — ширина пористой вставки, U — скорость потока на границе пограничного слоя, ρ — плотность набегающего потока. Для обоих численных методов наблюдается хорошее согласие данных во всем диапазоне расхода газа. При движении вниз по потоку наблюдается постепенное расхождение данных IDDES и RANS. Толщина вытеснения, найденная в IDDES, меньше результата расчета RANS и ближе к эксперименту. Как уже было замечено выше, рост наполненности профиля в следе, скорее всего, связан с интенсивными конвективными процессами в расчете IDDES, причиной которых являются нестационарные структуры, возникающие в области вдува. В области перфорированной вставки влияние вихрей еще невелико, что приводит к схожим результатам между RANS и IDDES. Сравнение расчета с экспериментом показывает хорошее согласие данных при малых расходах газа через перфорированную поверхность ($-0.05 < R/R_d \leq 0.1$). С ростом величины модуля расхода газа разница между расчетными и экспериментальными данными увеличивается. Для величины $|R/R_d| > 0.2$ разница между данными составляет от 30% и более.

Отсос газа сопровождается образованием веера волн разрежения около передней кромки пористой вставки. В результате падение толщины пограничного слоя происходит не только из-за непосредственно отсоса газа, но и из-за благоприятного градиента давления.

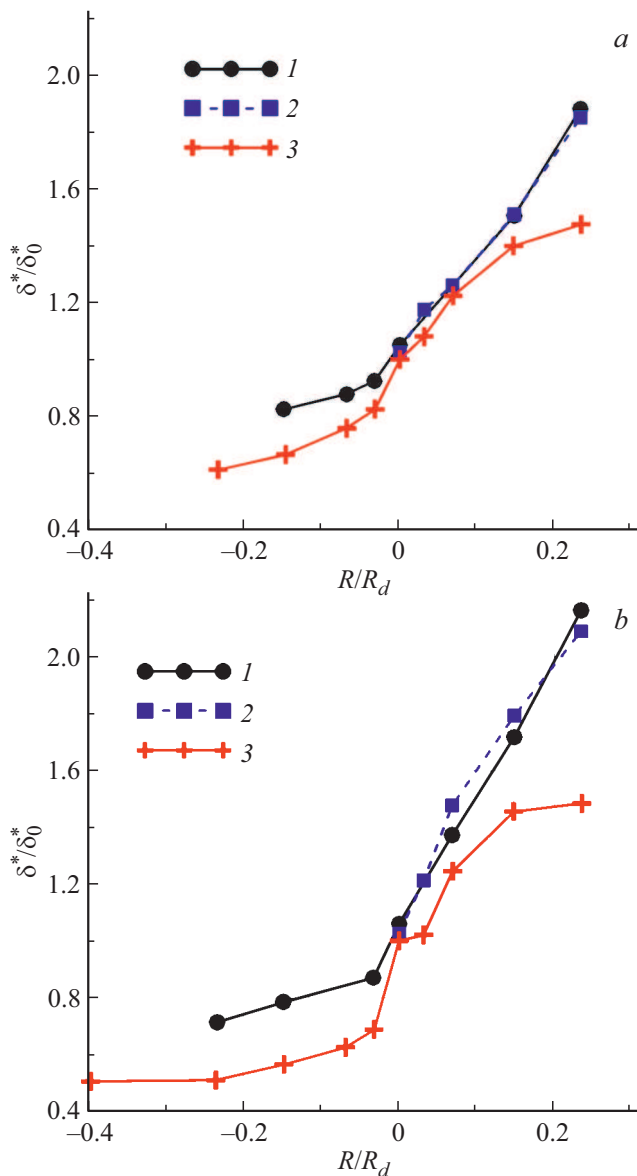


Рис. 3. Сравнение экспериментальных и расчетных данных в сечении $X/\delta_0^* = -21$ для пористой вставки #4 (a) и #7 (b). 1 — $\kappa\text{-}\omega$ SST, 2 — IDDES, 3 — эксперимент.

В эксперименте (в случае отсоса газа) изменение толщины вытеснения уменьшается с ростом интенсивности массообмена через перфорированную поверхность, что, скорее всего, обусловлено уменьшением влияния благоприятного градиента давления для больших величин R . Заметим, что разница между расчетом и экспериментом в случае отсоса газа наступает при меньших относительных расходах газа, чем в случае вдува.

Интегральные характеристики пограничного слоя, полученные для разных геометрий перфорированной вставки, являются качественно схожими. Так, для всех исследованных конфигураций для случаев больших расходов газа через перфорированную поверхность была найдена существенная разница между расчетом и экспе-

риментом. Поскольку использование IDDES позволяет добиться лучшего согласия данных между расчетом и экспериментом, можно предположить, что причиной несовпадения данных являются проблемы моделирования крупных вихрей в пограничном слое. Современные „инженерные“ двухпараметрические модели RANS используют подход изотропной турбулентности, который, скорее всего, не позволяет учитывать все явления, происходящие в области вдува/отсоса газа. В нестационарном расчете IDDES вихри моделируются напрямую, что позволяет учесть неизотропность крупномасштабной турбулентности. Это улучшает согласие с экспериментом в следе, но требует существенно большего расчетного времени по сравнению со стационарным методом RANS. Поскольку для дозвуковых исследований столь существенной разницы не выявлено, можно предположить, что неравновесность турбулентного пограничного слоя возникает из-за взаимодействия сдвигового течения с локальными ударными волнами/волнами разрежения, генераторами которых выступают локальные струйные течения, возникающие около отверстий перфорированной вставки. Цикл исследований [10,11], посвященный изучению области взаимодействия ударной волны с пограничным слоем, показывает, что совпадение эксперимента с расчетом RANS в основном наблюдается только для простых двумерных случаев. Попытка учета трехмерных эффектов (например, течение в угловой конфигурации) приводит к увеличению разницы между экспериментом и расчетом. Эти результаты косвенно свидетельствуют о проблемах моделирования методами RANS сжимаемых течений со сложными трехмерными конфигурациями. Примером может служить задача вдува/отсоса газа через перфорированную поверхность при сверхзвуковом числе Маха.

Сравнение расчетных и экспериментальных данных показало, что „инженерные“ подходы RANS позволяют добиться хорошей точности моделирования эффекта вдува/отсоса газа через перфорированные поверхности только для небольших относительных расходов газа ($-0.05 < R/R_d \leq 0.1$). Для случаев больших расходов газа наблюдаются значительные расхождения расчетных и экспериментальных результатов. Полученные данные показывают, что существующие одно- и двухпараметрические модели турбулентности RANS имеют существенные ограничения при моделировании задачи вдува/отсоса газа через перфорированные поверхности при сверхзвуковом числе Маха.

Благодарности

Автор благодарен Центру коллективного пользования „Механика“ за предоставленное оборудование.

Финансирование работы

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Российского научного фонда 18-19-00547.

Конфликт интересов

Автор заявляет, что у него нет конфликта интересов.

Список литературы

- [1] V.I. Kornilov, *Prog. Aerospace Sci.*, **76**, 1 (2015).
- [2] A.B. Воеводин, А.А. Корняков, Д.А. Петров, А.С. Петров, Г.Г. Судаков, *Письма в ЖТФ*, **44** (15), 71 (2018). DOI: 10.21883/PJTF.2018.15.46443.17150 [A.V. Voevodin, A.A. Korniyakov, D.A. Petrov, A.S. Petrov, G.G. Sudakov, *Tech. Phys. Lett.*, **44** (8), 687 (2018). DOI: 10.1134/S106378501808014X].
- [3] *Drag reduction by shock and boundary layer control: results of the project EUROSHOCK II*, ed. by E. Stanewsky, J. Delery, J. Fulker, P. Matteis (Springer-Verlag, Berlin–Heidelberg, 2002), p. 452. DOI: 10.1007/978-3-540-45856-2
- [4] R.A. Baurle, A.T. Norris, in *58th JANNAF Propulsion Meeting* (Arlington, VA, USA, 2011). <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20110011133>
- [5] А.О. Бекетаева, Р. Bruel, А.Ж. Найманова, *ЖТФ*, **89** (10), 1513 (2019). DOI: 10.21883/JTF.2019.10.48166.12-19 [A.O. Beketaeva, P. Bruel, A.Zh. Naimanova, *Tech. Phys.*, **64** (10), 1430 (2019). DOI: 10.1134/S1063784219100049].
- [6] А.А. Сидоренко, А.Д. Будовский, П.А. Поливанов, О.И. Вишняков, В.Г. Судаков, В.Н. Ищенко, *Теплофизика и аэромеханика*, **26** (4), 503 (2019). https://sibran.ru/journals/issue.php?ID=177811&ARTICLE_ID=177812 [A.A. Sidorenko, A.D. Budovsky, P.A. Polivanov, O.I. Vishnyakov, V.G. Sudakov, V.N. Ishchenko, *Thermophys. Aeromech.*, **26** (4), 465 (2019). DOI: 10.1134/S0869864319040012].
- [7] П.А. Поливанов, А.А. Сидоренко, *Письма в ЖТФ*, **44** (18), 60 (2018). DOI: 10.21883/PJTF.2018.18.46613.17344 [P.A. Polivanov, A.A. Sidorenko, *Tech. Phys. Lett.*, **44** (9), 833 (2018). DOI: 10.1134/S1063785018090262].
- [8] S. Ghosh, J.-I. Choi, J.R. Edwards, in *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition* (Orlando, Florida, USA, 2009), AIAA Paper 2009-1330. DOI: 10.2514/6.2009-1330
- [9] P.A. Polivanov, in *7th Eur. Conf. Aeronautics and Space Sciences (EUCASS 2017)* (Milano, Italy, 2017). DOI: 10.13009/EUCASS2017-351
- [10] J.-P. Dussauge, R. Bur, T. Davidson, H. Babinsky, M. Bernardini, R. Giepman, F. Schrijer, B.V. Oudheusden, A. Sidorenko, & More Authors, in *Transition location effect on shock wave boundary layer interaction*, ed. by P. Doerffer, *Ser. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design* (Springer Open, 2021), vol. 144, p. 25. DOI: 10.1007/978-3-030-47461-4_2
- [11] H. Babinsky, P. Dupont, P. Polivanov, A. Sidorenko, R. Bur, R. Giepman, F. Schrijer, B. van Oudheusden, A. Sansica, & More Authors, in *Transition location effect on shock wave boundary layer interaction*, ed. by P. Doerffer, *Ser. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design* (Springer Open, 2021), vol. 144, p. 129. DOI: 10.1007/978-3-030-47461-4_3