

<https://doi.org/10.15407/knit2020.03.020>

УДК 534.321.8:551.21

С. А. НИКОЛИН

аспирант

E-mail: sergeynikolin@gmail.com

Г. И. СОКОЛ

д-р техн. наук, проф.

E-mail: gsokol@ukr.net

ORCID orcid.org/0000-0002-6183-9155

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

Проспект Гагарина 72, Днепро, Украина, 49010

ВЛИЯНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ НА АКУСТИЧЕСКОЕ ИЗЛУЧЕНИЕ ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ РЕАКТИВНОЙ СТРУИ ГАЗА С ПЛОСКОЙ ПРЕГРАДОЙ

В процессе проведения полетных миссий космических летательных аппаратов одним из важнейших этапов является их старт, так как для этого этапа полета характерны сложные газодинамические процессы взаимодействия высокотемпературной сверхзвуковой струи газа, истекающей из сопла двигательной установки, с элементами конструкции пусковой площадки. Данные процессы влекут за собой возникновение турбулентных течений, которые сопровождаются скачками уплотнения, волнами разрежения и контактными разрывами. В результате создаются интенсивные газодинамические и тепловые нагрузки на элементы стартового стола и стенки газопроводов. Наличие неустойчивостей и переходных процессов приводит к генерированию акустических и вибрационных колебаний, которые влияют на конструктивные элементы наземных сооружений, состояние полезного груза и экосферу вокруг старта. Поэтому корректное прогнозирование данных нагрузок еще на стадии эскизного проектирования ракеты и стартовых сооружений позволяет существенно повысить прочность и устойчивость элементов ракетно-космической техники, повысить их надежность, а также предусмотреть мероприятия по снижению уровней шумов в районе старта ракеты. Этим определяется актуальность выбранной темы настоящей работы.

Целью настоящей работы является исследование влияния расстояния между срезом сопла и плоской преградой на газодинамические характеристики набегающего потока и возникающих при этом акустических излучений.

Газодинамические процессы, которые возникают при натекании сверхзвуковой струи на преграду, описываются с помощью системы уравнений Навье — Стокса. Уравнения выражают законы сохранения массы, импульса и энергии для идеального газа. Расчет акустических процессов выполнен с использованием интегрального метода Фокса Вильямса — Хокингса и разложений в ряды Фурье. Расчеты выполнялись в два этапа. На первом решалась газодинамическая задача в стационарной постановке с применением модели турбулентности SST $k-\omega$, а на втором — акустическая, в нестационарной постановке с применением DES-модели турбулентности.

Результаты расчетов представлены в виде эйгоров и графиков некоторых газодинамических и акустических характеристик.

Получены результаты расчетов газодинамических и акустических характеристик при натекании сверхзвуковой недорасширенной струи газа на плоскую преграду. Для расчета использован численный метод с использованием усредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса с подключением акустической модели Фокса Вильямса — Хокингса. Результаты

Цитування: Николін С. А., Сокол Г. І. Вплив газодинамічних процесів на акустичне випромінювання при взаємодії реактивної струї газу з плоскою перегородкою. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 3 (124). С. 20—31. <https://doi.org/10.15407/knit2020.03.020>

показали, что увеличение расстояния между срезом сопла и преградой приводит к возникновению сложных турбулентных течений и к повышению уровней акустических излучений. Это происходит из-за того, что главным источником шумов при натекании струи на преграду являются колебания турбулентного подслоя и наличие скачков уплотнения и волн разрежения, интенсивность которых с увеличением расстояния между соплом и пластиной также увеличивается. Но в дальнем акустическом поле изменение данного расстояния слабо влияет на общий уровень звукового давления. Предположительно это происходит потому, что приемники находятся далеко за пределами расчетной области, и использованный метод Фокса Вильямса — Хокингса уже хуже учитывает влияние пластины и ее отдаление от среза сопла.

Ключевые слова: недорасширенная струя, плоская преграда, число Маха, коэффициент давления, акустическое излучение, уровень звукового давления.

ВВЕДЕНИЕ

В процессе выполнения полетных миссий космических летательных аппаратов одним из важнейших этапов является их старт, так как для этого этапа полета характерны сложные газодинамические процессы взаимодействия высокотемпературной сверхзвуковой струи газа, истекающей из сопла двигательной установки, с элементами конструкции пусковой площадки. Данные процессы влекут за собой возникновение трехмерных турбулентных течений, которые сопровождаются скачками уплотнения, волнами разрежения и контактными разрывами [6]. В результате создаются интенсивные газодинамические и тепловые нагрузки на элементы стартового стола и стенки газопроводов. Наличие неустойчивостей и переходных процессов приводит к генерации акустических и вибрационных нагрузок, которые влияют на конструктивные элементы наземных сооружений, состояние полезного груза и экосферу вокруг старта [16]. Поэтому корректное прогнозирование данных нагрузок еще на стадии эскизного проектирования ракеты и стартовых сооружений позволяет существенно повысить прочность и устойчивость элементов ракетно-космической техники, повысить их надежность, а также предусмотреть мероприятия по снижению уровней шумов в районе старта ракеты. Этим определяется актуальность выбранной темы настоящей работы.

В настоящее время известны некоторые результаты исследований по оценке газодинамических и акустических нагрузок при взаимодействии реактивной струи газа с преградой [2, 14—16]. Данные работы носят как теоретический, так и экспериментальный характер. В

ходе исследований выполнялось определение газодинамических и/или акустических нагрузок путем варьирования числа Маха на срезе сопла, коэффициента нерасчетности, расстояния от сопла до преграды, угла наклона преграды и других показателей. Предыдущие исследования показали, что для корректной оценки акустических нагрузок важно правильно определить характеристики газодинамических процессов.

Например, на основе тщательного исследования экспериментальных данных в работе [1] было показано, что в сверхзвуковой кольцевой зоне поток имеет ячеистую структуру, а в спектре шума появляются дискретные составляющие на определенных частотах. В работе [6] путем анализа огромного количества экспериментальных данных, где учитывалось изменение коэффициента нерасчетности и расстояния от среза сопла до преграды, была получена эмпирическая формула для расчета коэффициента давления на поверхности преграды при стабилизированном режиме течения. В работе [3] рассмотрены возможные типы волновых структур, образующиеся в первой бочке недорасширенной сверхзвуковой струи при ее взаимодействии с безграничной плоской преградой теоретически. На основе разработанной теории была выведена формула для расчета места положения скачка. В работе [5] на основе результатов эксперимента описано влияние твердых частиц на газодинамические параметры холодной и горячей струи.

Для оценки акустических излучений в момент старта ракеты-носителя сотрудники NASA в работе [16] описали влияние формы газоотражателя на акустическую эффективность и привели эмпирический метод расчета уровня звукового давления. В работе [18] был проведен сравни-

тельный анализ уровня звукового давления в ближнем и дальнем поле при взаимодействии струи с преградой, а в работе [12] сотрудниками ЯЕА сделан подобный анализ для свободно вытекающей струи.

Проведение экспериментальных исследований представляет собой трудоемкий процесс, сопровождающийся большими затратами материальных средств. Для уменьшения этих затрат ищутся все новые упрощенные пути и решения. И в эпоху развития компьютерных технологий одним из таких решений является использование численного моделирования. Этим определяется актуальность выбранного метода исследований.

За последние годы опубликовано довольно много работ, где данный метод решения газодинамических задач показал свою высокую продуктивность. В работе [7] проведен расчет нестационарного процесса с использованием метода Эйлера и описаны возможные причины колебательного процесса струи у плоской преграды. В исследовании [11] описана методика расчета газодинамических характеристик процесса столкновения струи с преградой на основе системы уравнений Навье — Стокса. В работе [14] в предыдущую методику была добавлена акустическая модель, которая позволила определить уровень звукового давления для невысоких значений числа Струхала. Природа формирования акустической волны и ее корреляция с газодинамической структурой струи при натекании последней на наклонную преграду исследована в работе [17], где рассматривалось влияние сеточной модели на точность расчетов, учитывалось изменение углов наклона самой преграды на общий уровень звукового давления.

На основе анализа имеющихся теоретических и экспериментальных работ по тематике акустических излучений при взаимодействии высокоскоростной струи с плоской преградой можно сделать вывод, что в данный момент имеются только разрозненные исследовательские работы. Глубокого понимания физических акустических процессов, происходящих при взаимодействии сверхзвуковой струи с преградой и их наглядного представления для широкого диапа-

зона случаев еще нет. Например, в экспериментальной работе [13] исследованы разные типы акустических волн при натекании горячей струи на наклонную преграду. Но данные результаты получены лишь для определенных конструктивных случаев установки преграды и для конкретного числа Маха струи. В работе [10] приведены результаты экспериментального исследования влияния расстояния между срезом сопла и плоской наклонной преградой на акустические характеристики набегающего потока. Но, как отмечают сами авторы, для лучшего понимания и оценки акустических характеристик при натекании струи на преграду необходимы дополнительные исследования.

Целью настоящей работы является исследование влияния расстояния между срезом сопла и плоской преградой на газодинамические характеристики набегающего потока и возникающие при этом акустические излучения для случая, когда преграда расположена перпендикулярно к набегающему потоку.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Исследуется задача натекания сверхзвуковой недорасширенной струи охлажденного газа из конического сопла на нормально ориентированную плоскую пластину. Угол полураствора сопла $\varphi = 9^\circ$. Число Маха на срезе сопла $M_a = 2$. Отношение давления на срезе сопла p_a к окружающему выдерживалось равным $n \approx 2.85$. Давление торможения в форкамере составляло $p_0 \approx 1$ МПа, а статическое давление в окружающем пространстве равнялось $p_\infty \approx 43000$ Па. Приведенные параметры сопла и рабочего газа соответствуют экспериментальному исследованию [4]. Так как в данной работе сказано, что газ охлажденный, то его температура в форкамере принята равной 300 К, а в окружающей среде — 288 К. При расчетах приемник акустических излучений условно расположили на расстоянии $S = 2$ м от оси симметрии сопла в плоскости его среза. Численное моделирование выполнено для случаев, когда отношение расстояния l между срезом сопла и преградой к радиусу r_a среза сопла (l/r_a) равно 2, 4 и 6 (рис. 1). Также акустические характеристики в случае натекании струи

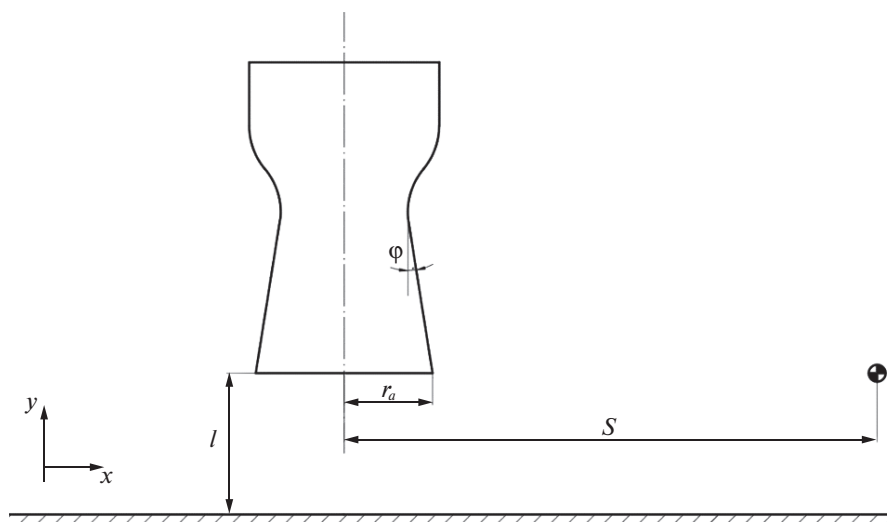


Рис. 1. Геометрическая модель

на преграду сравниваются со случаем свободно вытекающей струи.

МЕТОДЫ И СПОСОБЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Газодинамические процессы, которые возникают при натекании сверхзвуковой струи на преграду описываются с помощью системы уравнений Навье — Стокса, которые выражают законы сохранения массы, импульса и энергии для идеального газа [12]. В декартовой системе координат эти уравнения имеют следующий вид:

уравнение неразрывности —

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} [\rho u_i] = 0,$$

уравнение движения —

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [\rho u_i u_j + p \delta_{ij} - \tau_{ij}^*] = 0,$$

где

$$\tau_{ij}^* = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} - \rho u_i'' u_j'',$$

уравнение баланса энергии —

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [\rho u_j E + u_j p + q_j^* - u_i \tau_{ij}^*] = 0,$$

где

$$\begin{aligned} q_j^* &= q_j + C_p \rho T u_j'' = \\ &= -C_p \frac{\mu}{Pr} \frac{\partial T}{\partial x_j} - C_p \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_j}, \end{aligned}$$

уравнение состояния идеального газа —

$$p = \rho R T.$$

По рекомендациям работы [11] для расчетов газодинамических характеристик систему уравнений целесообразно дополнять моделью турбулентности SST k- ω . Но для расчета акустических характеристик лучше использовать «вихреразрешающие» методы моделирования турбулентности — прямое моделирование (DNS), модель крупных вихрей (LES) или гибридный RANS/LES-метод, которым является DES-модель турбулентности [2]. Поэтому расчеты выполнялись в два этапа. На первом решалась газодинамическая задача с применением модели турбулентности SST k- ω , а на втором — акустическая, с применением DES-модель турбулентности, так как она менее ресурсозатратная по сравнению с той же LES.

Для оценки акустических излучений применяется интегральный метод Фокса Вильямса — Хокингса (ФВ-Х), который позволяет рассчитывать акустические характеристики на больших расстояниях от источника шума. Суть метода заключается в том, чтобы определить параметры звукового поля в интересующей точке на основе информации о нестационарных полях на контрольной поверхности, которая может располагаться в непосредственной близости к границам зоны турбулентности потока [2, 9]. Система

уравнений Фокса Вильямса — Хокингса относительно характерного акустического давления p' имеет вид [9]

$$\begin{aligned}
 p'(\mathbf{x}, t) &= p_T'(\mathbf{x}, t) + p_L'(\mathbf{x}, t) + p_Q'(\mathbf{x}, t), \\
 4\pi p_T'(\mathbf{x}, t) &= \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0(\dot{U}_n + U_n)}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS + \\
 &+ \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 U_n (r\dot{M}_r + c(M_r - M^2))}{r^2(1-M_r)^3} \right]_{ret} dS, \\
 4\pi p_L'(\mathbf{x}, t) &= \frac{1}{c} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{L}_r}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS + \\
 &+ \int_{f=0} \left[\frac{L_r - L_M}{r^2(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS + \\
 &+ \frac{1}{c} \int_{f=0} \left[\frac{L_r (r\dot{M}_r + c(M_r - M^2))}{r^2(1-M_r)^3} \right]_{ret} dS, \\
 4\pi p_Q'(\mathbf{x}, t) &= \frac{1}{c^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int_{f>0} \left[\frac{Q_{rr}}{r|1-M_r|} \right]_{ret} dV + \\
 &+ \frac{1}{c} \frac{\partial^2}{\partial t} \int_{f>0} \left[\frac{3Q_{rr} - Q_{ii}}{r^2|1-M_r|} \right]_{ret} dV + \\
 &+ \int_{f>0} \left[\frac{3Q_{rr} - Q_{ii}}{r^3|1-M_r|} \right]_{ret} dV.
 \end{aligned}$$

Индекс *ret* означает, что выражение записано в момент излучения звука элементарным источником.

Полученное выражение для звукового давления p от времени t раскладывается в ряд Фурье:

$$p(t) = a_0 + 2 \sum_{k=1}^{\infty} [a_k \cos(f_k t) + b_k \sin(f_k t)],$$

где коэффициенты ряда имеют вид

$$\begin{aligned}
 a_k &= \frac{1}{T} \int_{t_1}^{t_2} p(\tau) \cos(2\pi f_k \tau) d\tau, \\
 b_k &= \frac{1}{T} \int_{t_1}^{t_2} p(\tau) \sin(2\pi f_k \tau) d\tau.
 \end{aligned}$$

Для расчета газодинамических характеристик в начальный момент времени в расчетной области принимаются параметры невозмущен-

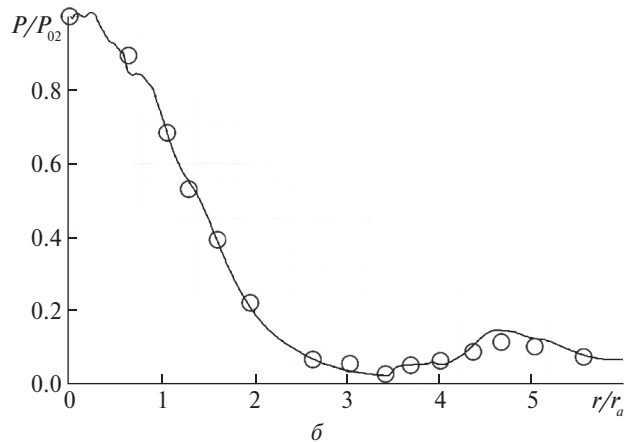
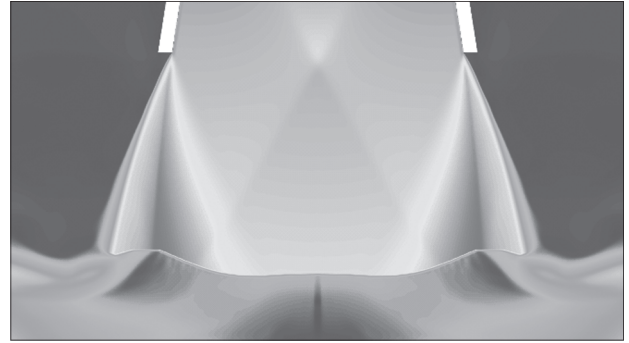
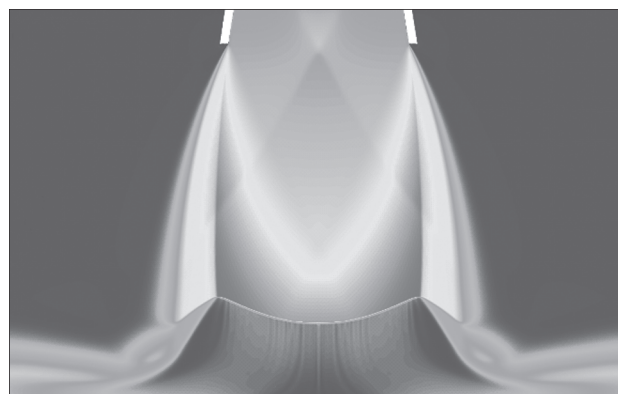


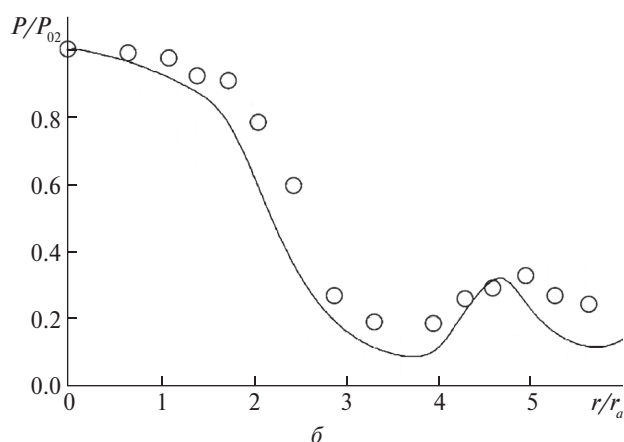
Рис. 2. Газодинамические характеристики для случая $l = 2R$: *a* — эпюра числа Маха, *б* — коэффициент давления на пластине (сплошная линия — численный расчет, кружки — эксперимент)

ной среды, т. е. скорость потока, кинетическая энергия турбулентности и удельная диссипация кинетической энергии турбулентности равны нулю, а давление и температура равны p_∞ и T_∞ соответственно. На входной границе форкамеры температура и давление газа равняются параметрам торможения: $p = p_0$ и $T = T_0$ соответственно, а на выходных границах расчетной области они равняются параметрам невозмущенного потока. Непроницаемые стенки сопла и пластина обладают свойствами прилипания и теплоизоляции.

Граничными условиями для решения задачи об акустических характеристиках поля в определенной точке служат результаты расчета газодинамических характеристик. При этом добавляется условие распространения акустических волн без отражения. Модель турбулентности



а



б

Рис. 3. То же для случая $l = 4R$

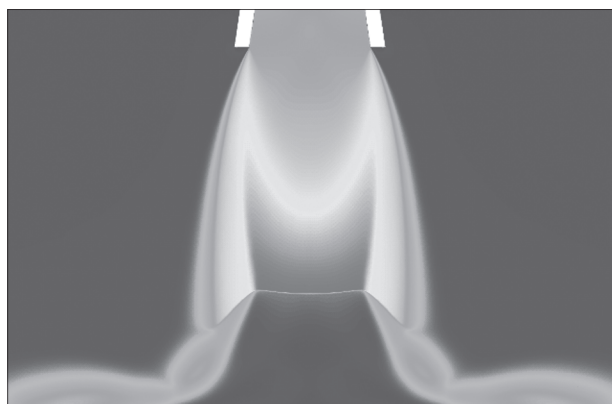
SST $k-\omega$ меняется на DES, которая дополняет первую. Контрольными поверхностями для расчета акустических излучений служат стенки сопла и пластина, а в случае свободно истекающей струи — лишь стенки сопла.

Задача решалась численно с использованием метода контрольных объемов, который реализован в специализированной инженерной программе ANSYS Fluent. Данный программный продукт хорошо зарекомендовал себя в решении подобных задач [2, 14].

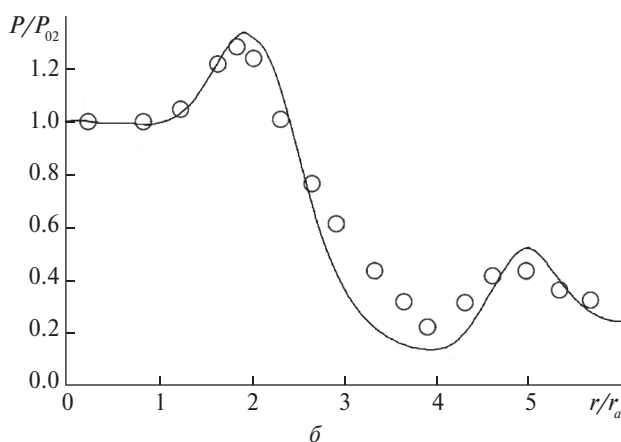
РЕЗУЛЬТАТЫ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

Изложим кратко некоторые результаты расчета газодинамических характеристик, представленные ранее в работе [8].

Из приведенных графиков, видно, что при незначительном расстоянии от среза сопла до пре-



а



б

Рис. 4. То же для случая $l = 6R$

грады, например $l = 2R$ (рис. 2) и $l = 4R$ (рис. 3), газ проходя через прямой скачок уплотнения, растекается от центра к периферии под действием лишь градиентов давления. Максимум давления наблюдается в центре пластины, на оси симметрии [4]. При этом результаты численного расчета распределения давления на пластине хорошо совпадают с экспериментальными данными.

Если увеличить расстояние между срезом сопла и пластиной до $l = 6R$, то ситуация кардинально изменяется. В данном случае максимум давления наблюдается уже не на оси симметрии, а на некотором расстоянии от нее. А за прямым скачком образуется дозвуковая зона с циркуляционным обратным течением. Причина смещения максимума давления кроется в волновой структуре потока. При взаимодействии прямого и висящего скачков уплотнения образуется тройная конфи-

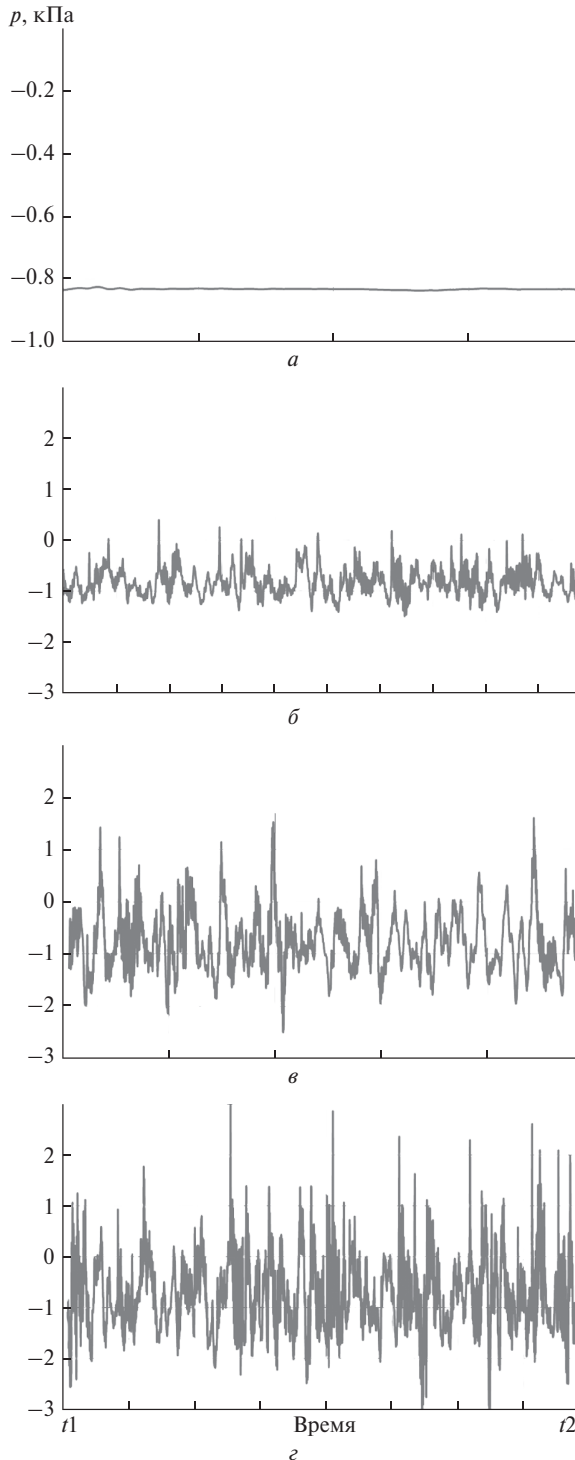


Рис. 5. Избыточное акустическое давление, излучаемое при разных расстояниях от среза сопла к пластине: *a* — свободно истекающая струя, *б* — расстояние $l = 2R$, *в* — $l = 4R$, *г* — $l = 6R$

гурация с косым скачком и контактной поверхностью. Между ними возникает течение с большим скоростным напором, взаимодействие которого с преградой и вызывает повышенное давление. Результаты численного расчета данного расчетного случая показали хорошую сходимость с результатами эксперимента (рис. 4).

Истечение сверхзвуковой реактивной струи газа из сопла сопровождается мощными акустическими излучениями вследствие ее взаимодействия с невозмущенной окружающей средой. При натекании этой струи на твердую преграду мощность акустических излучений увеличивается за счет повышения интенсивности турбулентности.

На рис. 5 представлены результаты расчета акустического давления для двух случаев: случая свободно истекающей струи и при взаимодействии ее с преградой, которая расположена на известных расстояниях.

Наличие пластины значительно увеличивает амплитуду колебаний акустического давления. Чем больше расстояние между срезом сопла и преградой, тем выше амплитуда. Если поток вытекает без препятствий, то течение имеет установившейся характер, и акустические колебания практически отсутствуют.

После анализа амплитуд акустического давления в точке *S* с применением ряда Фурье получен уровень звукового давления в зависимости от частоты. Данный параметр получен как для конкретных частот, так и в третьоктавном частотном диапазоне (рис. 6). Также рассчитаны значения общего уровня звукового давления (ОУЗД) для нескольких фиксированных точек в плоскости среза сопла в зависимости от заданных расстояний между срезом сопла и пластиной (рис. 7).

Из приведенных на рис. 6 данных о величинах уровней звуковых давлений можно сделать вывод, что в случае натекания сверхзвуковой струи на преграду уровень звукового давления в рассматриваемой точке *S* значительно увеличивается по сравнению с уровнем звукового давления, когда струя свободно истекает из сопла. Уровень звукового давления в рассматриваемой точке *S* нарастает и при увеличении расстояния между соплом и пластиной. Это происходит из-за того, что главным источником шумов при натекании

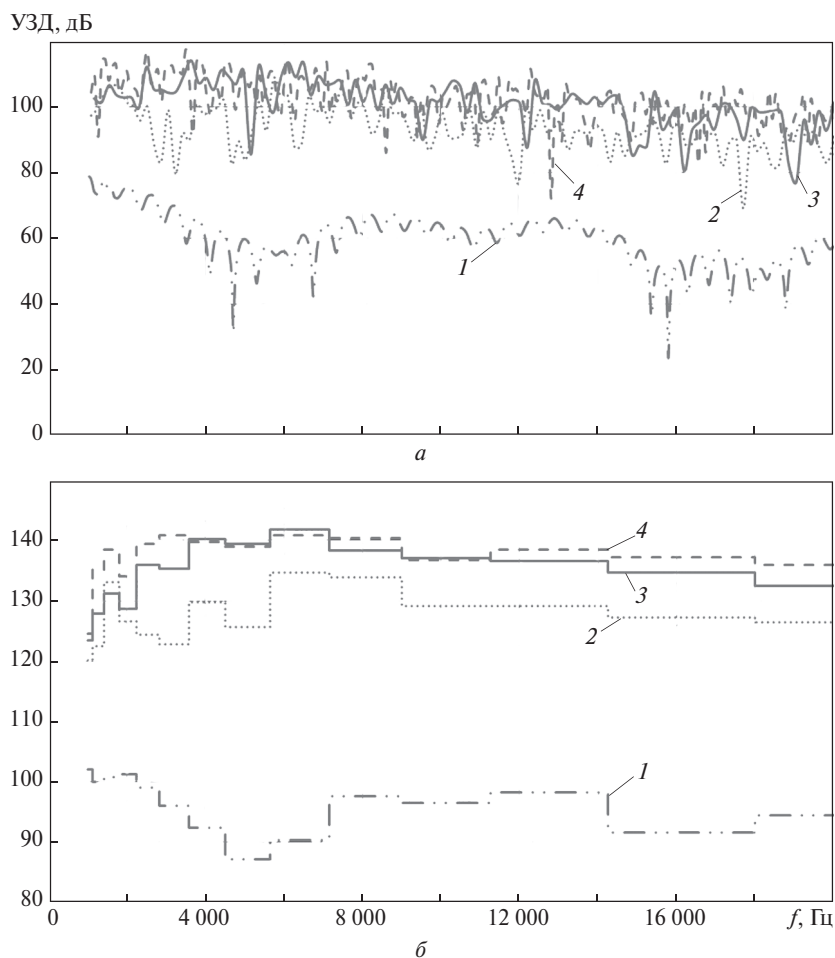


Рис. 6. Уровень звукового давления в точке *S*: *a* — для конкретных частот, *б* — в третьоктавном частотном диапазоне (кривая 1 — без пластины, 2 — расстояние $l = 2R$, 3 — $l = 4R$, 4 — $l = 6R$)

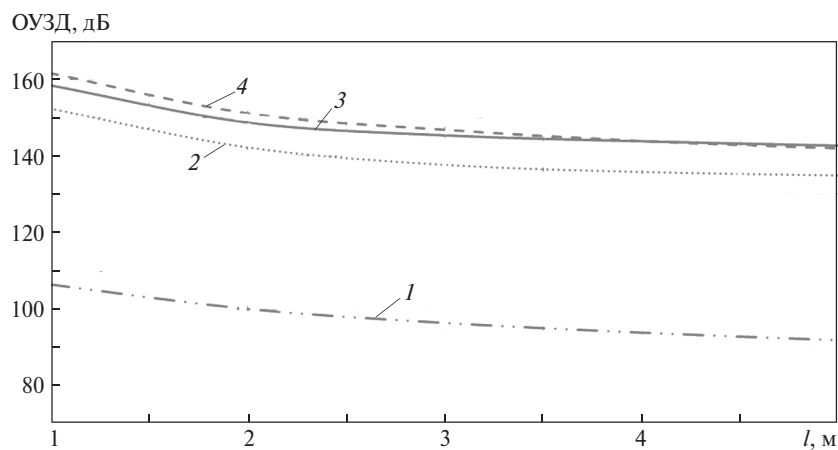


Рис. 7. Общий уровень звукового давления для разного удаления приемника от оси сопла: кривая 1 — без пластины, 2 — расстояние $l = 2R$, 3 — $l = 4R$, 4 — $l = 6R$)

струи на преграду являются колебания турбулентного подслоя и наличие скачков уплотнения и волн разрежения, интенсивность которых также увеличивается с увеличением расстояния l . Это подтверждается экспериментальными данными о величинах уровней звукового давления, полученных в работе [16] для случая, когда точка S расположена в ближнем акустическом поле.

Общий уровень звукового давления уменьшается при отдалении места установки предполагаемого микрофона от выходного сечения сопла (рис. 7), что является вполне закономерным для излучения со сферическим фронтом волны. Но чем дальше точка расположения предполагаемого микрофона от оси симметрии, тем меньше разница между общим уровнем звукового давления. Можно предположить, что это произошло потому, что точки расположения предполагаемых микрофонов оказались далеко за пределами расчетной области. В этом случае использование метода ФВ-Х хуже учитывает влияние как установки пластины, так и ее отдаление от среза сопла.

ВЫВОДЫ

Выполнены исследования влияния расстояния между срезом сопла и плоской преградой на газодинамические характеристики набегающего потока и возникающие при этом акустические излучения.

Получены результаты расчетов газодинамических и акустических характеристик при натекании сверхзвуковой недорасширенной струи газа на плоскую преграду. Для расчета использован численный метод с использованием усредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса с подключением акустической модели Фокса Вильямса — Хокинга. Результаты показали, что увеличение расстояния между срезом сопла и преградой приводит к возникновению сложных турбулентных течений, что приводит к повышению уровней акустических излучений. В дальнейшем акустическом поле возникновение турбулентных течений менее влияет на уровень звукового давления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Анцупов А. В., Благодослов В. И., Пимштейн В. Г. Взаимодействие перерасширенной струи газа с плоской преградой. *Уч. зап. Центр. аэро-гидродинам. ин-та*. 1973. **4**, № 1. С. 84—87.
2. Бухмастов М. В., Сидельников Р. В. Разработка методики оценки влияния шума реактивной струи на корпус головной части ракеты-носителя. Наука ЮУрГУ: материалы 66-й научной конференции (15—17 апреля 2014 г.). Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2014. С. 108—112.
3. Гинзбург И. П., Соколов Е. И., Усков В. Н. Типы волновой структуры при взаимодействии недорасширенной струи с безграничной плоской преградой. *Прикл. мех. и техн. физика*. 1976. № 1. С. 45—50.
4. Губанова О. И., Лунев В. В., Платинина Л. И. О центральной срывной зоне при взаимодействии сверхзвуковой недорасширенной струи с преградой. *Изв. АН СССР. Мех. жидкости и газа*. 1971. № 2. С. 135—138.
5. Кудин О. К., Нестеров Ю. Н., Токарев О. Д., Флакман Я. Ш. Экспериментальное исследование натекания высокотемпературной струи запыленного газа на преграду. *Уч. зап. Центр. аэро-гидродинам. ин-та*. 2013. **44**, № 6. С. 105—115.
6. Мельникова М. Ф., Нестеров Ю. Н. Воздействие сверхзвуковой нерасчетной струи на плоскую преграду, перпендикулярную оси струи. *Уч. зап. Центр. аэро-гидродинам. ин-та*. 1971. **2**, № 5. С. 105—108.
7. Набережная Г. В., Нестеров Ю. Н. Неустойчивое течение в области взаимодействия недорасширенной струи с преградой. *Уч. зап. Центр. аэро-гидродинам. ин-та*. 1982. **13**, № 4. С. 134—140.
8. Николин С. А., Приходько А. А. Численное моделирование взаимодействия недорасширенной сверхзвуковой струи газа с плоской преградой. *Вісник Дніпровського ун-ту*. 2018. **26**, № 4. С. 73—80.
9. Полякова Н. С. Оценка точности методов расчета аэродинамического шума с использованием пакета ANSYS FLUENT: автореф. дис. ... магистра. СПб., 2012. 60 с.
10. Akamine M., Okamoto K., Gee K. L., Neilsen T. B., Teramoto S., Okunuki T., Tsutsumi S. Effect of nozzle-plate distance on acoustic phenomena from supersonic impinging jet. *AIAA Journal*. 2018. **56**, No. 5. P. 1943—1952.
11. Alvi F. S., Ladd J. A., Bower W. W. Experimental and computational investigation of supersonic impinging jets. *AIAA J.* 2002. **40**. P. 599—609.
12. ANSYS Inc., Canonsburg, PA. Product Documentation Release 14.0, 2010.

13. Bahman-Jahrom I., Ghorbanian K., Ebrahimi M. Experimental investigation on acoustic wave generation due to supersonic hot jet impingement on an inclined flat plate. *J. Appl. Fluid Mech.* 2019. **12**, No. 4. P. 1063—1072.
14. Dewan Y. *A Preliminary study of acoustic prediction technology based on detached eddy simulations for supersonic jets impinging on flat plates*: Master's thesis. Daytona Beach, 2013.
15. Fukuda K., Tsutsumi S., Fujii K., Ui K., Ishii T., Oinuma H., Kazawa J., et al. Acoustic measurement and prediction of solid rockets in static firing tests. 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference, May 11—13, 2009. Miami, Florida, 2009.
16. *Acoustic loads generated by the propulsion system*. Hampton, Virginia: NASA, 1971.
17. Tsutsumi S., Takaki R., Nakanishi Y., Okamoto K., Teramoto S. Acoustic generation mechanism of a supersonic jet impinging on deflectors. 52nd Aerospace Sciences Meeting (AIAA SciTech Forum), January 13—17, 2014. National Harbor, Maryland, 2014.
18. Worden T. J., Gustavsson J. P. R., Shih Ch., Alvi F. S. Acoustic measurements of high-temperature supersonic impinging jets in multiple configurations. 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, May 27—29, 2013. Berlin, 2013.

Стаття надійшла до редакції 17.09.2019

REFERENCES

1. Antsupov A. V., Blahosklonov V. I., Pimshtein V. H. (1973). The interaction of the overexpanded gas jet with a flat barrier. *Scientific Notes TsAGI*, **4**, No. 1, 84—87 [in Russian].
2. Buhmastov M. V., Sidelnikov R. V. (2014). Development of methods for assessing the jet blast noise impact on the launch vehicle. Science of SUSU '14: 66 nauchnaia konferentsiia (15—17 apreliia 2014 hoda) — 66th Scientific Conference (pp. 108—112). Cheliabinsk: Izdatelskii tsentr YuUrHU [in Russian].
3. Hinzburh I. P., Sokolov E. I., Uskov V. N. (1976). Types of wave structure in the interaction of an underexpanded jet with an infinite flat barrier. *Applied mechanics and technical physics*, No. 1, 45—50 [in Russian].
4. Hubanova O. I., Lunev V. V., Plastinina L. I. (1971). On the central separated-flow region in the interaction of a supersonic underexpanded jet with a barrier. *Izv. AN SSSR, MZhH. — The Academy of Sciences of USSR Review, FM*, No. 2, 135—138 [in Russian].
5. Kudin O. K., Nesterov Yu. N., Tokarev O. D., Flaksman Ya. Sh. (2013). Experimental study of the flow of high-temperature jet of dusty gas on the barrier. *Scientific Notes TsAGI*, **44**, No. 6, 105—115 [in Russian].
6. Melnikova M. F., Nesterov Yu. N. (1971). The impact of a supersonic off-design jet on a flat barrier normal to the axis of the jet. *Scientific Notes TsAGI*, **2**, No. 5, 105—108 [in Russian].
7. Naberezhnova H. V., Nesterov Yu. N. (1982). Unsteady flow in the region of interaction of an underexpanded jet with a barrier. *Scientific Notes TsAGI*, **13**, No. 4, 134—140 [in Russian].
8. Nikolin S. A., Prihodko A. A. (2018). Numerical simulation of the interaction of an underexpanded supersonic gas jet with a flat barrier. *Reporter of the Dnipro University*, **26**, No. 4, 73—80 [in Russian].
9. Poliakova N. S. (2012). The accuracy evaluation of methods for calculating aerodynamic noise using the ANSYS FLUENT software. *Master's thesis*. Saint Petersburg [in Russian].
10. Akamine M., Okamoto K., Gee K. L., Neilsen T. B., Teramoto S., Okunuki T., Tsutsumi S. (2018). Effect of nozzle—plate distance on acoustic phenomena from supersonic impinging jet. *AIAA J.* **56**, No. 5, 1943—1952.
11. Alvi F. S., Ladd J. A., Bower W. W. (2002). Experimental and computational investigation of supersonic impinging jets. *AIAA J.* **40**, 599—609.
12. ANSYS Inc., Canonsburg, PA. *Product Documentation Release 14.0*, 2010.
13. Bahman-Jahrom I., Ghorbanian K., Ebrahimi M. (2019). Experimental investigation on acoustic wave generation due to supersonic hot jet impingement on an inclined flat plate. *J. Appl. Fluid Mech.* **12**, No. 4, 1063—1072.
14. Dewan Y. (2013). A preliminary study of acoustic prediction technology based on detached eddy simulations for supersonic jets impinging on flat plates. *Master's thesis*. — Daytona Beach.
15. Fukuda K., Tsutsumi S., Fujii K., Ui K., Ishii T., Oinuma H., Kazawa J., et al. (2009). Acoustic measurement and prediction of solid rockets in static firing tests // 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conf.) (May 11–13, 2009). — Miami, Florida, 2009.
16. *Acoustic loads generated by the propulsion system* (1971). Hampton, Virginia: NASA.
17. Bahman-Jahrom I., Ghorbanian K., Ebrahimi M. (2019). Experimental investigation on acoustic wave generation due to supersonic hot jet impingement on an inclined flat plate. *J. Appl. Fluid Mech.* **12**, No. 4, 1063—1072.
18. Worden T. J., Gustavsson J. P. R., Shih Ch., Alvi F. S. (2013). Acoustic measurements of high-temperature supersonic impinging jets in multiple configurations. 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf. (May 27—29, 2013). Berlin, 2013.

Received 17.09.2019

С. О. Ніколін

аспірант

E-mail: sergeynikolin@gmail.com

Г. І. Сокол

д-р техн. наук, проф.

E-mail: gsokol@ukr.net

ORCID orcid.org/0000-0002-6183-9155

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

Проспект Гагаріна 72, Дніпро, Україна, 49010

ВПЛИВ ГАЗОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ НА АКУСТИЧНЕ ВИПРОМІНЮВАННЯ ПРИ ВЗАЄМОДІЇ РЕАКТИВНОГО СТРУМЕНЯ ГАЗУ З ПЛОСКОЮ ПЕРЕШКОДОЮ

У процесі проведення польотних місій космічних літальних апаратів одним з найважливіших етапів є їхній старт, через те що для цього етапу польоту характерні складні газодинамічні процеси взаємодії високотемпературного надзвукового потоку газу, що витікає з сопла двигунної установки, з елементами конструкції пускового майданчика. Дані процеси спричиняють виникнення турбулентних течій, які супроводжуються стрибками ущільнення, хвилями розрідження і контактними розривами. В результаті виникають інтенсивні газодинамічні та теплові навантаження на елементи стартового столу і стінки газоходів. Наявність нестійких і перехідних процесів призводить до акустичних та вібраційних навантажень, які впливають на конструктивні елементи наземних споруд, стан корисного вантажу і екосферу навколишнього середовища. Тому коректне прогнозування даних навантажень ще на стадії ескізного проектування ракети і стартових споруд дозволяє істотно підвищити міцність і стійкість елементів ракетно-космічної техніки, підвищити їхню надійність, а також передбачити заходи зі зниження рівнів шумів в районі старту ракети. Цим визначається актуальність обраної теми цієї роботи.

Метою даної роботи є дослідження впливу відстані між зрізом сопла і плоскою перешкодою на газодинамічні характеристики набігаючого потоку і спричинених ним акустичних випромінювань.

Газодинамічні процеси, які виникають при натіканні надзвукового потоку на перешкоду, описуються за допомогою системи рівнянь Нав'є — Стокса. Рівняння виражають закони збереження маси, імпульсу і енергії для ідеального газу. Розрахунок акустичних процесів виконано з використанням інтегрального методу Фокса Вільямса — Хокінгса і розкладів в ряди Фур'є. Розрахунки виконувалися у два етапи. На першому розв'язувалася газодинамічна задача у стаціонарній постановці із застосуванням моделі турбулентності SST $k-\omega$, а на другому — акустична, в нестационарній постановці із застосуванням DES-моделі турбулентності.

Результати розрахунків представлено у вигляді епюр і графіків деяких газодинамічних і акустичних характеристик.

Отримано результати розрахунків газодинамічних і акустичних характеристик при набіганні надзвукового недорозширеного струменя газу на плоску перешкоду. Для розрахунку використано чисельний метод з використанням усереднених по Рейнольдсу рівнянь Нав'є — Стокса з підключенням акустичної моделі Фокса Вільямса — Хокінгса. Результати показали, що збільшення відстані між зрізом сопла і перешкодою призводить до виникнення складних турбулентних течій та підвищення рівнів акустичних випромінювань. Це відбувається через те, що головним джерелом шумів при набіганні струменя на перешкоду є коливання турбулентного шару та наявність стрибків ущільнення і хвиль розрідження, інтенсивність яких зі збільшенням відстані між соплом і пластиною також збільшується. Але у далекому акустичному полі зміна даної відстані слабо впливає на загальний рівень звукового тиску. Можна припустити, що це відбувається тому, що приймачі знаходяться далеко за межами розрахункової області, і використаний метод Фокса Вільямса — Хокінгса вже гірше враховує вплив пластини і її віддалення від зрізу сопла.

Ключові слова: недорозширений потік, плоска перешкода, число Маха, коефіцієнт тиску, акустичне випромінювання, рівень звукового тиску.

S. O. Nikolin

Post-graduate student

E-mail: sergeynikolin@gmail.com

G. I. Sokol

Dr. Sci. in Techn., Professor

E-mail: gsokol@ukr.net

ORCID orcid.org/0000-0002-6183-9155

Oles Honchar Dnipro National University

72 Gagarin Ave, Dnipro, 49010, Ukraine

THE INFLUENCE OF GAS-DYNAMIC PROCESSES ON ACOUSTIC RADIATION IN THE INTERACTION OF IMPINGING JET WITH THE FLAT PLATE

The spacecraft launch is one of the most important phases of the flight missions since the complex gas-dynamic interaction processes of a high-temperature supersonic jet which is flowing from the nozzle of the propulsion system with the structural elements of the launchpad are typical for this phase of flight. These processes entail the occurrence of turbulent flows accompanied by shock waves, the waves' discharge, and contact discontinuities. As a result, elements of the launch pad and the walls of the flame duct undergo intense gas-dynamic and thermal loads. Instabilities and transients generate acoustic and vibration fluctuations. The last ones affect the structural elements of ground structures, the state of the payload, and the ecosphere around the launch pad. Therefore, the correct prediction of these loads at the preliminary design phase of the rocket and launch facilities can significantly increase the strength and stability of the spacecraft elements, increase their reliability, as well as provide measures to reduce noise levels in the rocket launch area.

The objective of the study is the impact of the distance between the nozzle exit and a flat obstacle on the gas-dynamic characteristics of the impinging jet and the resulting acoustic radiation.

The gas-dynamic processes that occur when a supersonic jet flows onto a barrier are described using the Navier-Stokes system equations. The equations express the laws of conservation of mass, momentum, and energy for an ideal gas. Calculation of acoustic processes was performed in two stages using the Fox Williams-Hawkings integral method and Fourier series expansions. At the first stage, the gas-dynamic problem was solved in a steady-state mode using the SST $k-\omega$ turbulence model. The second stage was acoustic in transient mode using the DES turbulence model.

The results of calculations were some gas-dynamic and acoustic characteristics of the supersonic underexpanded jet flowing onto a flat plate presented in the form of diagrams and graphs.

The results demonstrated that an increase in distance between the nozzle exit and the plate leads to the appearance of complex turbulent flows, which in turn cause the increase in acoustic radiation levels. This is due to the fact that oscillations of the turbulent sublayer and the presence of shock waves and rarefaction waves are the main sources of noise when a jet flows onto a flat plate. The intensity of noise sources also increases with increasing distance between the nozzle and the plate. However, if we consider the far acoustic field, changes in this distance weakly affect the overall sound pressure level possibly due to receivers are far outside the computational domain. In this case, the used FW-H method works worse.

Keywords: underexpanded jet, flat plate, Mach number, pressure coefficient, sound pressure level, acoustic pressure.