

Тепловые процессы в технике. 2025. Т. 17. № 5. С. 199–206
Thermal processes in engineering, 2025, vol. 17, no. 5, pp. 199–206

Научная статья

УДК 536.24

URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=185565>

EDN: <https://www.elibrary.ru/LYAOHI>

Математическое моделирование взаимодействия сверхзвукового гетерогенного потока с плоской преградой

В.В. Григоровский¹, А.А. Зубко^{2✉}, П.В. Никитин³, А.С. Кожемяко⁴

^{1,2,3,4}Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Российская Федерация

²shkuratenko.anna@mail.ru✉

Аннотация. В статье проведен анализ особенностей натекания на твердую стенку сверхзвукового гетерогенного потока. Разработана математическая модель процессов при натекании твердой фазы потока на плоскую преграду. Проведен критический анализ результатов расчета, полученных с использованием предложенной математической модели. Подобная проблема возникает при полете сверхзвуковых летательных аппаратов (ЛА) в аномалиях атмосферы – дождевая и пылевая облачность. Аналогичную задачу решают при формировании разного рода покрытий сверхзвуковыми низкотемпературными гетерогенными потоками (НТГДМ-технология).

Ключевые слова: сверхзвуковой гетерогенный поток, плоская преграда, газ-носитель, твердая фаза, математическая модель, высокоскоростной летательный аппарат, аномалии атмосферы, НТГДМ-технология, скачок уплотнения

Для цитирования. Григоровский В.В., Зубко А.А., Никитин П.В., Кожемяко А.С. Математическое моделирование взаимодействия сверхзвукового гетерогенного потока с плоской преградой // Тепловые процессы в технике. 2025. Т. 17. № 5. С. 199–206. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=185565>

Original article

Mathematical modeling of the interaction of a supersonic heterogeneous flow with a flat obstacle

V.V. Grigorovsky¹, A.A. Zubko^{2✉}, P.V. Nikitin³, A.S. Kozhemyako⁴

^{1,2,3,4}Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

²shkuratenko.anna@mail.ru✉

Abstract. The study of the interaction of a supersonic heterogeneous flow with a wall is of great importance for aviation and rocket technology, especially when flying in a non-uniform atmosphere. This task is implemented when creating protective coatings using low-temperature heterogeneous flows (NTGDM technology).

The paper considers two main aspects: supersonic flow around bodies; interaction of supersonic heterogeneous jets with surfaces during coating formation.

A mathematical model is proposed that takes into account interphase heat transfer and the dynamics of particle impact on the surface. The main study is devoted to the axisymmetric flow of the flow when impinging on a flat wall. When the flow interacts with an obstacle, a complex flow structure with shock waves and various compression shocks is formed. These phenomena play a key role in the formation of the final coating and its characteristics.

It has been established that when the mass fraction of the solid phase is up to 10 %, its influence on gas-dynamic processes becomes insignificant, and the task is reduced to the interaction of a gas jet with an obstacle. This discovery allows us to significantly simplify the mathematical modeling of the process without losing the accuracy of the results.

For the practical application of the NTGDM technology for the formation of protective coatings, the following assumptions are made: constancy of gas density; flatness of the shock wave; constancy of velocity gradients in the compressed layer; constancy of velocity relaxation coefficients; constancy of particle temperatures. These assumptions allow us to create a simplified, but fairly accurate model of the process, which can be effectively used in engineering calculations.

This approach allows us to effectively evaluate the parameters of particles before their collision with the surface and optimize the process of applying coatings using the NTGDM technology. At the same time, high accuracy of quality control of the coating and its performance characteristics is achieved.

The practical significance of this method lies in the possibility of creating protective coatings with specified properties, which is especially important for the aviation and space industries. The technology allows obtaining coatings with improved strength characteristics, increased wear resistance and resistance to aggressive environments.

Keywords: supersonic heterogeneous flow, flat barrier, carrier gas, solid phase, mathematical model, high-speed aircraft, atmospheric anomalies, NTGDM technology, compression shock

For citation. Grigorovsky V.V., Zubko A.A., Nikitin P.V., Kozhemyako A.S. Mathematical modeling of the interaction of a supersonic heterogeneous flow with a flat obstacle. *Thermal processes in engineering*. 2025, vol. 17, no. 5, pp. 199–206. (In Russ.). URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=185565>

Введение

Задача о взаимодействии сверхзвукового гетерогенного потока со стенкой (преградой) разной конфигурации является актуальной для авиационной и ракетной техники, когда высокоскоростной летательный аппарат (ВЛА), совершает полет в неоднородной атмосфере (например, дождевые или пылевые облака). Кроме того, подобная задача реализуется при формировании разного рода покрытий с использованием низкотемпературных гетерогенных потоков, (НТГДМ-технология).

Газодинамические процессы, сопутствующие течению сверхзвукового гетерогенного потока вблизи поверхности тела различной конфигурации, составляют две задачи:

– обтекания тел произвольной формы сверхзвуковыми потоками, когда размеры обтекае-

мых тел значительно меньше диаметра набегающих потоков;

– имитация на промышленном оборудовании процессов взаимодействия сверхзвуковых гетерогенных струй малого диаметра с поверхностями больших размеров при формировании покрытий разного назначения.

В настоящее время среди разнообразных технологий нанесения защитных покрытий интенсивное развитие получили наукоемкие газотермические методы. К группе промышленно развитых газотермических методов нанесения покрытий относят плазменный, детонационный, газоплазменный, и электродуговой. Все они объединены единым принципом формирования покрытий – использованием гетерогенных потоков.

Однако, при всей простоте и мобильности указанных выше методов, они обладают рядом

существенных недостатков, связанных, прежде всего, с использованием высокотемпературной (несколько тысяч градусов) газовой струи, которой характерна высокая химическая агрессивность при использовании дешевых технических газов (воздух, азот, CO_2). Последнее оказывает необратимое отрицательное воздействие на исходные компоненты создаваемого покрытия и, как следствие этого, снижает его качество. Кроме того, качество покрытий определяется процессом фазовых переходов вследствие высокой температуры газа-носителя.

В этой связи задача улучшения газотермических технологий интенсивно решалась рядом зарубежных и отечественных фирм и НИИ [1÷11]. При этом концепция дальнейшего совершенствования технологий связывалась непосредственно с увеличением скорости гетерогенных потоков в два и более раз превышающей скорость звука. Однако эти поиски только частично решили задачу повышения качества покрытий, расширили их спектр, но не достигли их высокой надежности. Это объясняется тем, что модификации высокотемпературных газодинамических методов формирования покрытий не решена задача снижения температуры газа-носителя, а, следовательно, не исключены процессы межфазного массообмена и гомогенных и гетерогенных химических реакций между фазами.

С целью расширения возможностей газодинамических технологий нанесения покрытий в МАИ в 1991 году был запатентован метод с незначительным подогревом газа-носителя (десятки и сотни градусов) [12], получивший в дальнейшем наименование «Низкотемпературного газодинамического метода» (НТГДМ). Проведенные экспериментальные исследования показывают, что при высоком качестве покрытий, превосходящем по всем параметрам покрытия, полученные традиционными технологиями, производительность НТГДМ в разы превышает используемые промышленные методы. При этом энергозатраты на формирование покрытий НТГДМ-технологией более чем в два раза ниже.

В связи с указанным, целью данной работы являлось: «Математическое моделирование взаимодействия сверхзвукового гетерогенного потока с плоской преградой. Разработка математической модели процессов формирования по-

крытий с использования НТГДМ-технологии. Верификация предложенной модели».

Математическое моделирование взаимодействия сверхзвукового гетерогенного потока с плоской преградой: приближенная модель

Осесимметричная конфигурация течения сверхзвукового гетерогенного потока (СПГ) при его натекании на плоскую стенку является предметом нашего исследования (рис. 1). Рассмотрим подробнее этот процесс. Гетерогенный поток, состоящий из газовой и твердой фаз, движется со сверхзвуковой скоростью в направлении плоской преграды. По мере приближения к преграде, поток начинает взаимодействовать с ней, вызывая формирование сложной структуры течения. Эта структура включает в себя ударные волны, зоны сжатия и разрежения, а также различные виды скачков уплотнения [1].

На рис. 1 показана ударная волна, которая образуется при резком торможении потока у поверхности стенки. Также отмечены линии тока газа-носителя и траектории частиц твердой фазы. Эти траектории изменяются по мере прохождения через зону сжатия, что связано с изменением направления векторов скоростей обеих фаз [2].

Таким образом, анализ осесимметричной схемы течения позволяет нам лучше понять динамику взаимодействия сверхзвукового гетерогенного потока с преградой и выявить ключевые факторы, влияющие на это взаимодействие. Важно отметить, что общая постановка задачи является двумерной, поскольку в процессе движения гетерогенной смеси в сжатом слое происходит изменение направления векторов скорости как для газовой, так и для твердой фазы. Наличие осевой симметрии позволяет рассматривать задачу о натекании струи на преграду в двухмерной постановке.

В рамках представленной работы предложен упрощенный подход к решению этой задачи. Данный метод позволяет оценить параметры твердой компоненты (частицы) непосредственно перед их столкновением с поверхностью, то есть на начальном участке свободного гетерогенного потока между срезом сопла и фронтом ударной волны (участок длины $X_c = H - h$ на рис. 1).

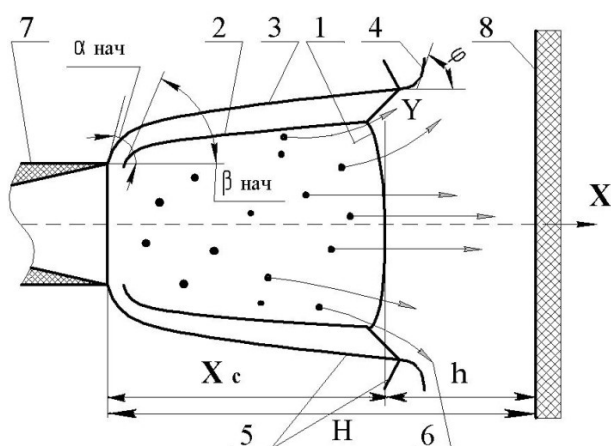


Рис. 1. Схема течения СГП на участке от среза сопла до поверхности

На рис. 1 представлены ключевые элементы течения сверхзвукового гетерогенного потока при его натекании на плоскую преграду:

1. Ударная волна, формирующаяся в результате резкого изменения параметров потока при переходе через звуковую скорость.

2. Висячий скачок уплотнения, возникающий в зоне торможения потока и характеризующийся резким увеличением плотности газа.

3. Отраженный скачок уплотнения, образующийся вследствие отражения ударной волны от преграды и распространения обратно в поток.

4. Граница поворота потока у поверхности преграды, где происходит изменение направления движения газа и твердых частиц под воздействием препятствия.

5. Внешняя граница потока, определяющая пределы области, в которой происходят рассматриваемые газодинамические процессы.

6. Траектории частиц, показывающие путь движения твердых компонентов гетерогенной смеси в потоке.

7. Газодинамический ускоритель, устройство, создающее и направляющее сверхзвуковой поток на преграду.

8. Преграда (стенка), на которую натекает сверхзвуковой гетерогенный поток, h – толщина сжатого слоя, который формируется в результате торможения и сжатия потока, X_c указывает координату положения ударной волны относительно среза ускорителя, $\alpha_{нач}$ представляет собой начальную угловую координату отраженного скачка уплотнения, $\beta_{нач}$ соответствует начальной угловой координате висячего

скачка, φ описывает текущую угловую координату поворота потока, которая изменяется в зависимости от условий течения и геометрии преграды.

На данном участке взаимодействие гетерогенного потока с поверхностью стенки может быть описано уравнениями Прандтля–Майера [3, 4], которые позволяют учесть эффекты, возникающие при изменении направления потока и прохождении через систему скачков уплотнения. Эти уравнения являются классическим инструментом анализа сверхзвуковых течений и позволяют достаточно точно предсказать поведение газового компонента в условиях высоких скоростей и плотностей.

Угол поворота потока γ при взаимодействии сверхзвукового гетерогенного потока с преградой определяется путем решения системы уравнений из [5, 6], и в конечном итоге имеет следующий вид:

$$\gamma = \alpha - \varphi - (\alpha_{нач} - \varphi_{нач}). \quad (1)$$

Здесь α – текущий угол распространения малых возмущений в потоке; $\alpha_{нач}$ – угол распространения малых возмущений на срезе сопла; φ – угол поворота висячего скачка уплотнения; $\varphi_{нач}$ – начальный угол наклона висячего скачка уплотнения на срезе сопла.

Как следует из базовых уравнений газовой динамики [7], параметры в (1) описаны следующими соотношениями:

$$\varphi_{нач} = \sqrt{\frac{k+1}{k-1}} \arcsin \sqrt{\frac{k-1}{2} (M_{cp}^2 - 1)}, \quad (2)$$

$$\alpha_{нач} = \arcsin \left(\frac{1}{M_{cp}} \right), \quad (3)$$

$$\varphi = \sqrt{\frac{k+1}{k-1}} \arccos \left[\sqrt{\frac{k+1}{2}} \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{2k}} \right], \quad (4)$$

$$\alpha_{нач} = \arcsin \left(\frac{1}{M} \right), \quad (5)$$

$$\lambda_{cp} = \frac{M_{cp}}{\left[\frac{2}{k+1} \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{cp}^2 \right)^{1/2} \right]}, \quad (6)$$

$$M = \frac{\left(\frac{2}{k+2}\right)^{1/2}}{\left(1 - \frac{k-1}{k+1}\right)^{1/2}}, \quad (7)$$

$$\lambda(\varphi) = \left[1 + \frac{2}{k-1} \sin^2 \left(\varphi \sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \right) \right]. \quad (8)$$

Система уравнений (1)–(8) решена с использованием параметров гетерогенного потока на выходе из сопла, полученных из предварительных расчетов течения внутри канала. Итерационный метод решения применяется для участка от среза сопла до ударной волны X_c [8] (рисунок 1).

$$X_c = 0,745 d_{cp} M_{cp} \sqrt{kn} - 0,83 d_{cp} M_{cp} \exp \left(-1,73 \frac{x_p}{d_{cp} M_{cp} \sqrt{kn}} \right). \quad (9)$$

Отношение давления на срезе ускорителя к давлению окружающей среды определяется по следующей формуле:

$$n = \frac{P_{cp}}{P_H}, \quad (10)$$

где P_{cp} – давление на срезе сопла.

Представленные на рис. 2 кривые демонстрируют характер изменения скоростей для различных компонент потока. Кривая 1 отражает изменение скорости газовой фазы. Она показывает, как скорость газа меняется по мере увеличения степени расширения сопла. Скорость газа играет ключевую роль в определении общей динамики потока и влияет на параметры ударной волны. Кривые 2 и 3 соответствуют скоростям частиц твердой фазы различного диаметра. Кривая 2 описывает скорость частиц диаметром 20 микрон, тогда как кривая 3 – скорость частиц размером 40 микрон. Эти графики показывают, как изменение степени расширения сопла влияет на скорость твердых компонентов потока. Размер частиц оказывает значительное влияние на их инерционные свойства и, следовательно, на характер их движения в потоке.

Эти результаты могут быть использованы для оптимизации технологических процессов, свя-

занных с формированием покрытий или обработкой материалов с использованием сверхзвуковых гетерогенных потоков.

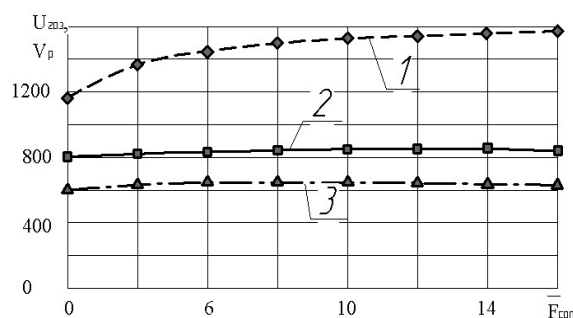


Рис. 2. Влияние степени расширения сопла и диаметра частиц на скорости газовой $U_{газ}$ и твердой V_p фаз на срезе ускорителя

Параметры газа за прямым скачком уплотнения, учитывая сохранение параметров частиц при переходе через ударную волну, могут быть определены с использованием соотношений Ранкина–Гюгонно, представленных в следующем виде:

$$\frac{p_1}{p_2} = \frac{2k}{k+1} M_1^2 - \frac{k-1}{k+1}, \quad (11)$$

$$\frac{u_2}{u_1} = \frac{\rho_2}{\rho_1}, \quad (12)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \left(\frac{2}{k+1} \right) \frac{1}{M_1^2} + \frac{k-1}{k+1}. \quad (13)$$

Здесь индекс '1' относится к параметрам газа перед скачком, а индекс '2' – к параметрам после него.

Проведенный анализ позволяет предложить общий алгоритм расчета параметров частиц в сверхзвуковом гетерогенном потоке, включающий такие характеристики, как скорость, температура и пространственное распределение. Алгоритм состоит из последовательных этапов:

1. На основе заданной геометрии ускорителя $F(x)$ проводится расчет скорости $u_{газ}(x)$ и давления $p(x)$ газовой фазы вдоль длины канала.

2. Используя полученные данные и соотношение (10), определяется положение ударной волны X_c , отходящей от среза канала.

3. Решается система уравнений (11)–(13), позволяющая определить параметры газовой фазы после прохождения через ударную волну, в сжатом слое.

На рис. 3 представлена схема, иллюстрирующая изменение направлений векторов скоростей газовой и твердой фаз в сжатом слое. Рассмотрим каждый элемент схемы подробно:

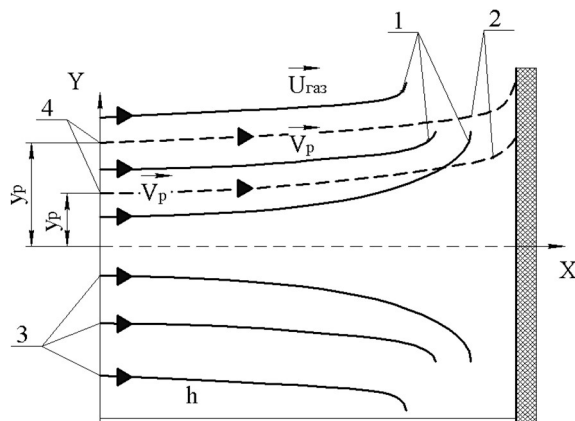


Рис. 3. Схема течения гетерогенной смеси в сжатом слое

1. Линии тока газа-носителя: Эти линии показывают траекторию движения газовой составляющей потока. Они помогают визуализировать, как газовая фаза перемещается и перераспределяется в пространстве под действием внешних факторов, таких как преграда.

2. Траектории частиц: Эти линии отображают пути перемещения твердых компонентов смеси. Частицы, благодаря своей массе и инертности, двигаются по собственным траекториям, отличным от траекторий газа-носителя.

3. Изменение линий тока газа-носителя в процессе взаимодействия с преградой: Этот элемент схемы демонстрирует, как линии тока газа-носителя изменяются при контакте с преградой. Важно понимать, как структура потока трансформируется и какие зоны повышенного или пониженного давления формируются в результате этого взаимодействия.

4. Изменение векторов скоростей частиц: здесь видно, как векторы скоростей твердых частиц изменяют свое направление под влиянием динамических эффектов в сжатом слое. Это дает представление о том, насколько сильно преграда воздействует на движение частиц и какова вероятность их столкновения с поверхностью.

Также на схеме указаны поперечные координаты частиц (V_p) на срезе ускорителя. Эти координаты помогают визуализировать начальные условия движения частиц, что необходимо для последующего анализа их поведения в потоке.

Расчет инерционных характеристик движения частиц в сверхзвуковом гетерогенном потоке через ударную волну и сжатый слой. Математическая модель

Исследования показывают, что присутствие твердой фазы в сверхзвуковом гетерогенном потоке может существенно влиять на газодинамические процессы при натекании на преграду [9]. Однако, если массовая доля твердой компоненты невелика (до 10 % от массы газа), такое влияние становится незначительным.

В этом случае задача натекания сверхзвукового гетерогенного потока на преграду сводится к исследованию взаимодействия сверхзвуковой газовой струи с препятствием, что уже изучалось в ряде работ [10, 11].

Настоящая работа посвящена анализу указанной задачи в контексте применения НТГДМ-технологии для создания защитных покрытий.

Постановка задачи и принятые допущения.

Рассматриваемая задача связана с анализом процесса натекания низкотемпературного сверхзвукового гетерогенного потока на плоскую преграду, такую как стенка. Массовая концентрация твердой фракции в потоке принимается не превышающей 10 %. В пределах такого содержания твердой составляющей, механизм взаимодействия сверхзвукового гетерогенного потока с преградой считается стабильным. Схема модели натекания гетерогенной струи на плоскость изображена на рис. 3.

Для решения задачи приняты следующие допущения:

- Плотность газа принимается постоянной.
- Отошедшая ударная волна рассматривается как плоская.
- Градиенты скоростей в сжатом слое принимаются постоянными.
- Коэффициенты релаксации скорости считаются постоянными.
- Температуры частиц считаются постоянными и равными значениям, определенными по параметрам газа и частиц после прохождения через ударную волну и сжатый слой [12].

Алгоритм решения.

Установим, что $u_{газ}$, $T_{газ}$, $r_{газ}$, $\phi_{V,газ}$ и $\phi_{T,газ}$ – параметры газовой фазы, а V_p , T_p , ρ_p , $\phi_{V,p}$ и $\phi_{T,p}$ –

параметры твердой фазы. Учитывая сделанные допущения, решение уравнения неразрывности Навье–Стокса приводит нас к выражению для поля скоростей газовой фазы позади плоской ударной волны:

$$\text{по оси } X: u(x) = u_{\text{газ}} \left(1 - \frac{x}{h}\right), \quad (14)$$

$$\text{по оси } Y: v(y) = \frac{u_{\text{газ}}}{(\gamma + 1)} \frac{y}{h}. \quad (15)$$

Здесь X и Y представляют собой текущие координаты, h – длину рассматриваемого участка (см. рисунок 1), γ принимает значение 0 для плоского случая и $\gamma = 1$ для осесимметричного.

Уравнения движения и энергии для частиц с соответствующими граничными условиями имеет вид [9]:

– уравнения движения:
по координате X :

$$\ddot{x}_p = \varphi_{V,p} \left[u_{\text{газ}} \left(\frac{u_{\text{газ}}}{\gamma + 1} \frac{y_p}{h} \right) - \dot{x}_p \right], \quad (16)$$

по координате Y :

$$\ddot{y}_p = \varphi_{V,p} \left[u_{\text{газ}} \left(\frac{u_{\text{газ}}}{\gamma + 1} \frac{y_p}{h} \right) - \dot{y}_p \right], \quad (17)$$

начальные условия: $\dot{x}_p = V_{p,x}$ при $\tau = 0$; $x_p = 0$ при $\tau = 0$; $\dot{y}_p = V_{p,y}$, при $\tau = 0$; $y_p = R_{cr}$ при $\tau = 0$.

– уравнение энергии:

$$T_p = \varphi_{T,p} (T_{\text{газ}} - T_{p,\text{нач}}) \quad (18)$$

при следующих начальных условиях: $T_p = T_{p,\text{нач}}$, при $\tau = 0$.

Система координат для поставленной задачи показана на рисунке 3. Их решения могут быть представлены в следующем виде [1]:

– координата по направлению X :

$$x_p = h + \frac{V_p + h\lambda_{2,x}}{\lambda_{1,x} - \lambda_{2,x}} \exp(\lambda_{1,x}) + \frac{V_p + h\lambda_{1,x}}{\lambda_{2,x} - \lambda_{1,x}} \exp(\lambda_{2,x}), \quad (19)$$

$$\text{где } \lambda_{x1,2} = -\frac{\varphi_{V,p}}{2} \left(1 \pm \sqrt{1 - \frac{4u_{\text{газ}}}{\varphi_{V,p}h}} \right),$$

– координата по направлению Y :

$$y_p = \frac{V_p - y_{p,\text{нач}}\lambda_{2,y}}{\lambda_{1,y} - \lambda_{2,y}} \exp(\lambda_{1,y}) + \frac{V_p - y_{p,\text{нач}}\lambda_{1,y}}{\lambda_{2,y} - \lambda_{1,y}} \exp(\lambda_{2,y}), \quad (20)$$

$$\text{где } \lambda_{y1,2} = -\frac{\varphi_{V,p}}{2} \left(1 \pm \frac{4V_p}{(\gamma - 1)\varphi_{V,p}h} \right),$$

– температура частицы:

$$T_p = T_{\text{газ,сж}} - (T_{\text{газ,сж}} - T_{p,\text{нач}}) \exp(-\varphi_{T,p}). \quad (21)$$

Коэффициенты $\varphi_{T,p}$ и $\varphi_{V,p}$, входящие в соотношения (16) и (17) зависят от режима обтекания частицы потоком газа-носителя и представляются следующими соотношениями [12]:

$$\varphi_{V,p} = \frac{3}{4} \frac{\rho_{\text{газ}}(u_{\text{газ}} - V_p)}{\rho_p \times d_p} C_f(\text{Re}_{dp}, M), \quad (22)$$

$$\varphi_{T,p} = 6 \frac{Nu_{dp}(\text{Re}_{dp}, \text{Pr})\lambda \times \rho_{\text{газ}} |u_{\text{газ}} - V_p|}{\text{Re}_{dp} \times \eta_p \times \rho_p \times d_p \times c_p}, \quad (23)$$

где

– $c_{p,m}$ – массовая концентрация твердой фазы в гетерогенном потоке,

– c_p – удельная теплоемкость материала частиц,

– ρ_p – плотность материала частиц,

– $\lambda_{\text{газ}}$ – коэффициент теплопроводности газа,

– d_p – диаметр частиц.

Выражение (19) описывает траекторию движения частиц в сжатом слое между ударной волной и преградой в направлении X , а выражение (20) в направлении Y соответственно. Исследование этих уравнений позволяет выявить возможные режимы течения частиц вблизи поверхности преграды и оценить вероятность их столкновения с ней.

Уравнение (21) показывает, что температура частиц T_p асимптотически приближается к тем-

пературе газа в сжатом слое. Это означает, что по мере продвижения частиц через сжатый слой они обмениваются тепловой энергией с окружающим газом, стремясь к термодинамическому равновесию.

Заключение

Исследование соотношений (20), (21) и (22) выявляет возможность реализации нескольких режимов при формировании покрытий с применением НТГДМ-технологии [11]. Эти выводы служат основой для дальнейшего развития научных принципов использования сверхзвуковых низкотемпературных гетерогенных потоков в технологических процессах нанесения покрытий.

Вклад авторов работы выражается в анализе механизма течения сверхзвукового низкотемпературного потока у поверхности плоской стенки, составлении математической модели, описания процессов этого механизма, составлении алгоритма решения этой модели и ее решении, анализе полученных результатов, которые использованы для реализации НТГДМ технологии в промышленности.

Список источников

1. Никитин П.В. Гетерогенные потоки в инновационных технологиях. М.: Янус-К, 2010. 245 с.
2. Панфилов С.В., Романюк Д.А., Циркунов Ю.М. Обтекание тел запыленным газом при рассеянии отраженных частиц // Известия Российской Академии Наук. Механика жидкости и газа. 2023. № 4. С. 64–80. DOI: 10.31857/S1024708423600069
3. Ревизников Д.Л., Способин А.В., Сухарев Т.Ю. Численное моделирование обтекания затупленного тела сверхзвуковым полидисперсным потоком // Теплофизика высоких температур. 2015. № 55. С. 418–425. DOI: 10.7868/S0040364417010185
4. Покусаев Б.Г., Некрасов Д.А. Двухфазные потоки: гидродинамика и тепломассообмен (по материалам конференций ИТС-16 и РНКТ-7) // Теплоэнергетика. 2019. № 12. С. 55–67. DOI: 10.1134/C0040363619120087
5. Кругликов А.Е., Демидченко В.И. Движение жидкости в соплах основные закономерности течения газа в соплах и диффузорах // Вестник военного образования. 2019. Т. 19. № 4. С. 83–86.
6. Стернин Л.Е. Основы газодинамики двухфазных течений в соплах. М.: Машиностроение, 1974. 212 с.
7. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1976. 888 с.
8. Лойтянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М.: Наука, 1973. 847 с.
9. Степаненко С.А. Газодинамика и межфазный теплообмен при натекании сверхзвукового гетерогенного потока на преграду // Вестник МАИ. 2008. Т. 15. № 5. С. 4.
10. Никитин П.В., Дикун Ю.В., Фролов Ю.П. Способ получения покрытий. Патент RU 2082823 C1. 27.06.1997.
11. Никитин П.В., Дикун Ю.В., Смолин А.Г. Устройство для нанесения защитных покрытий. Патент RU 2089665 C1. 10.09.1997.
12. Никитин П.В. Тепловая защита. Учебник Высшей школы. М.: Изд-во МАИ, 2006. 510 с.

References

1. Nikitin PV. *Heterogeneous flows in innovative technologies*. Moscow: Janus-K; 2010. 245 p. (In Russ.).
2. Panfilov SV, Romanyuk DA, Tsirkunov YuM. Dusty Gas Flow past Bodies under Scattering of Rebounded Particles. *Bulletin of the Russian Academy of Sciences. Mechanics of Liquids and Gases*, 2023;(4):64–80. (In Russ.). DOI: 10.31857/S1024708423600069
3. Reviznikov DL, Sposobin AV, Sukharev TYu. Numerical modeling of supersonic polydisperse flow around a blunt body. *High Temperature Thermophysics*. 2015; 55:418–425. (In Russ.). DOI: 10.7868/S0040364417010185
4. Pokusaev BG, Nekrasov DA. Two-phase flows: hydrodynamics and heat and mass transfer (based on the materials of the IHTC-16 and RNCT-7 conferences). *Thermal Power Engineering*. 2019;12:55–67. (In Russ.). DOI: 10.1134/C0040363619120087
5. Kruglikov AE, Demidchenko VI. Liquid flow in nozzles: basic patterns of gas flow in nozzles and diffusers. *Bulletin of Military Education*. 2019;19(4):83–86. (In Russ.).
6. Sternin LE. *Fundamentals of gas dynamics of two-phase flows in nozzles*. Moscow: Mashinostroenie; 1974. 212 p. (In Russ.).
7. Abramovich GN. *Applied gas dynamics*. Moscow: Nauka, 1976. 888 p. (In Russ.).
8. Loytyansky LG. *Mechanics of liquids and gases*. Moscow: Nauka, 1973. 847 p. (In Russ.).
9. Stepanenko SA. Gas dynamics and interphase heat transfer during supersonic heterogeneous flow impingement on an obstacle. *Vestnik MAI*. 2008;15(5):4. (In Russ.).
10. Nikitin PV, Dikun YuV., Frolov YuP. *A method for producing coatings*. Patent RU 2082823 C1, 27.06.1997. (In Russ.).
11. Nikitin PV, Dikun YuV., Smolin AG. *Device for applying protective coatings*. Patent RU 2089665 C1, 10.09.1997. (In Russ.).
12. Nikitin PV. *Thermal protection. Higher school textbook*. Moscow: MAI; 2006. 510 p. (In Russ.).