

УДК 532.526

DOI 10.25205/2541-9447-2020-15-1-42-61

Устойчивость сверхзвукового пограничного слоя на сублимирующей поверхности

В. И. Лысенко, С. А. Гапонов, Б. В. Смородский
А. Д. Косинов, М. И. Ярославцев

*Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
Новосибирск, Россия*

Аннотация

Проведено теоретическое исследование характеристик сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине при числе Маха $M = 2$ в условиях сублимации поверхности. В качестве материала для сублимирующего покрытия выбран нафталин ($C_{10}H_8$). Расчеты показали, что с повышением температуры поверхности при увеличении температуры торможения потока массовый расход испарения нафталина растет. Проведенные по линейной теории устойчивости расчеты показали, что увеличение испарения материала покрытия приводит к заметному уменьшению локальных скоростей роста неустойчивых возмущений пограничного слоя. Обнаружено, что стабилизация пограничного слоя сублимацией покрытия обтекаемой поверхности происходит при увеличении температуры сублимирующего покрытия, достигая максимума вблизи температуры тройной точки вещества покрытия. Проведенные эксперименты подтвердили стабилизирующее влияние сублимации поверхности.

Ключевые слова

сверхзвуковой пограничный слой, гидродинамическая устойчивость, ламинарно-турбулентный переход, бинарная газовая смесь, сублимация

Источник финансирования

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект АААА-А17-117030610125-7 № 0323-2019-0009: подготовка экспериментов; АААА-А17-117030610126-4 № 0323-2019-0006: проведение экспериментов) и при финансовой поддержке РФФИ (проект № 18-01-00070-а: расчеты). Работа выполнена в ИТПМ СО РАН на оборудовании ЦКП «Механика».

Для цитирования

Лысенко В. И., Гапонов С. А., Смородский Б. В., Косинов А. Д., Ярославцев М. И. Устойчивость сверхзвукового пограничного слоя на сублимирующей поверхности // Сибирский физический журнал. 2020. Т. 15, № 1. С. 42–61. DOI 10.25205/2541-9447-2020-15-1-42-61

Stability of Supersonic Boundary Layer on the Sublimation Surface

V. I. Lysenko, S. A. Gaponov, B. V. Smorodsky
A. D. Kosinov, M. I. Yaroslavtsev

*Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
Novosibirsk, Russian Federation*

Abstract

Theoretical investigation of the supersonic flat-plate boundary-layer properties under conditions of the surface material sublimation has been performed for Mach number $M = 2$. Naphthalene ($C_{10}H_8$) was chosen as the substance for the sublimation coating. Performed computations show that with increasing surface temperature due to stagnation temperature increase, the mass flow rate of naphthalene evaporation increases. Calculations performed on the basis of linear

© В. И. Лысенко, С. А. Гапонов, Б. В. Смородский,
А. Д. Косинов, М. И. Ярославцев, 2020

ISSN 2541-9447

Сибирский физический журнал. 2020. Том 15, № 1
Siberian Journal of Physics, 2020, vol. 15, no. 1

stability theory show that such an increase of evaporation leads to a noticeable decrease of the local growth rates of unstable perturbations in the boundary layer. It is found that stabilization of the boundary layer by the surface coating sublimation occurs with increasing temperature of the sublimation coating, reaching a maximum near the triple point temperature of the sublimation material. The carried out experiments confirmed the stabilizing effect of surface sublimation.

Keywords

supersonic boundary layer, hydrodynamic stability, laminar-turbulent transition, binary gas mixture, sublimation

Funding

The research was performed within the framework of the Program of Fundamental Scientific Research of Russian state academies of sciences in 2013-2020 (project AAAA-A17-117030610125-7 No. 0323-2019-0009: experiment preparation; AAAA-A17-117030610126-4 No. 0323-2019-0006: experiment carrying out) and was also supported by Russian Foundation for Basic Research (project No. 18-01-00070a: theory). The research was performed in ITAM SB RAS on the equipment of the Center of Collective Use "Mechanics".

For citation

Lysenko V. I., Gaponov S. A., Smorodsky B. V., Kosinov A. D., Yaroslavl'tsev M. I. Stability of Supersonic Boundary Layer on the Sublimation Surface. *Siberian Journal of Physics*, 2020, vol. 15, no. 1, p. 42–61. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2020-15-1-42-61

Введение

Необходимость изучения пограничных слоев в условиях уноса массы с поверхности, обтекаемой потоком газа, известна в течение длительного времени. Она объясняется практическими потребностями проектирования теплозащитных систем возвращаемых аппаратов путем использования аэротермохимически разрушаемых покрытий. Важность таких исследований подчеркивается в монографии [1]. В ней упоминается, в частности, что теплозащита первых возвращаемых космических аппаратов была значительно преувеличена в силу недостаточности знаний о ряде проблем аэротермодинамики в то время. В этом отношении проблема возникновения турбулентности в многокомпонентном пограничном слое на спускаемом аппарате в условиях абляции теплозащитного покрытия является одной из наиболее важных.

Различные вопросы, связанные с ламинарно-турбулентным переходом (ЛТП), широко исследуются во всем мире. В настоящее время считается общепринятым, что при низком уровне внешних возмущений переход происходит благодаря усилению собственных неустойчивых возмущений, т. е. ЛТП определяется неустойчивостью пограничного слоя. Основания теории линейной устойчивости сжимаемых пограничных слоев были заложены в середине XX в. [2]. Результаты последующих исследований сверхзвуковых пограничных слоев излагаются в монографиях [3–5]. Однако во всех этих работах анализируются пограничные слои только однокомпонентного газа.

Устойчивость и ЛТП в условиях абляции исследовались крайне мало. К настоящему времени известны работы [6; 7] по устойчивости гиперзвуковых пограничных слоев на конусе в условиях уноса массы с поверхности. Однако в этих работах авторы рассматривали только двумерные (2D) возмущения при очень высоких числах Маха $M = 16$ и 20 . Результаты, полученные в этих теоретических исследованиях, не сопоставлялись с экспериментом. Поэтому представляется важным расширение указанных исследований с включением в рассмотрение трехмерных (3D) возмущений при более низких числах Маха, при умеренных температурах и особенно в условиях, при которых возможна экспериментальная проверка теоретических выводов в современных аэродинамических установках.

Высокотемпературную абляцию, характерную для условий полета спускаемых аппаратов в атмосфере, довольно трудно и затратно воспроизводить в лабораторных условиях. Сублимация при умеренных температурах, которые в принципе могут быть реализованы в современных аэродинамических трубах, позволяет исследовать процессы абляции в упрощенных условиях, а именно в отсутствие химических реакций и других высокотемпературных газодинамических явлений. По этой причине в настоящей работе расчеты ламинарного погра-

ничного слоя и его линейной устойчивости проводились для нафталина ($C_{10}H_8$) – вещества, сублимация которого происходит при умеренных температурах. Из литературы известны примеры использования нафталина и камфары ($C_{10}H_{16}O$) в аэрофизическом эксперименте с абляцией поверхности моделей острых конусов в потоках с числами Маха $M = 2,78$ и $3,05$ при температурах торможения $295 \leq T_0 \leq 355$ К в аэродинамической трубе непрерывного действия [8]. В [9] сублимация нафталинового покрытия поверхности модели использовалась для визуализации ЛТП в пограничном слое на скользящем крыле. Визуализация течения при помощи индуцированной лазером флуоресценции сублимировавших паров нафталина использовалась для изучения турбулентного пограничного слоя при числе Маха $M = 5$ [10], где было экспериментально получено 2D (в плоскости x – y) распределение концентрации паров нафталина. Экспериментальные исследования устойчивости и ЛТП пограничных слоев в условиях уноса массы материала покрытия модели (в том числе и в упрощенных условиях низкотемпературной абляции) до настоящего времени не проводились.

Сублимация поверхности вносит в пограничный слой примесь (пары сублимирующего материала), которая инжектируется с определенным массовым расходом, зависящим от различных факторов. В силу этого пограничный слой модели не может более рассматриваться однокомпонентным, а становится течением бинарной смеси газов. Ранее в статьях [11; 12], было показано, что инжекция тяжелого газа (с молекулярным весом больше, чем у основного газа пограничного слоя – воздуха) в пристенный подслой сверхзвукового пограничного слоя через проницаемую (пористую) поверхность модели оказывает благоприятное действие на устойчивость пограничного слоя. Теоретические выводы указанных статей нашли позднее экспериментальное подтверждение в измерениях устойчивости и перехода, выполненных в сверхзвуковой аэродинамической трубе при числе Маха $M = 2$ [13; 14]. Однако проницаемые пористые покрытия поверхности обладают неотъемлемой естественной шероховатостью [15], которая ослабляет полезное действие инжекции тяжелого газа, так как обычно шероховатость приводит к дестабилизации пограничного слоя. Поэтому расширение теоретического подхода [11; 12] с включением в рассмотрение гладких сублимирующих покрытий с малой шероховатостью, которые за счет сублимации материала поверхности обеспечивали бы инжекцию в пограничный слой тяжелого газа, выглядит логичным и многообещающим.

Уравнения для описания среднего течения в сжимаемом пограничном слое в условиях сублимации материала поверхности и в приближении локальной автомодельности течения были получены в [16]. Уравнения линейной устойчивости сверхзвукового пограничного слоя на сублимирующей поверхности и некоторые предварительные результаты расчетов по устойчивости пограничного слоя на плоской пластине с сублимирующим нафталиновым покрытием были опубликованы в [17]. Было показано, что локальные скорости роста неустойчивых возмущений первой моды на сублимирующем покрытии уменьшаются. В [18] приведены результаты расчетов линейной устойчивости для высокоскоростного пограничного слоя при числе Маха 6. Было обнаружено, что применение нафталинового покрытия приводит к подавлению возмущений первой моды, тогда как более высокочастотные пульсации второй моды дестабилизируются.

В настоящей работе подходы, разработанные в [16; 17], применяются для сверхзвукового пограничного слоя при числе Маха 2 на сублимирующем нафталиновом покрытии плоской пластины. Получены расчетные данные по характеристикам такого пограничного слоя на адиабатической стенке и его линейной устойчивости при повышении температуры торможения набегающего потока.

Вторая часть настоящей работы посвящена изложению результатов пилотных экспериментов по переходу, проведенных в импульсной аэродинамической трубе ИТ-302М ИТПМ СО РАН при числе Маха $M = 3$ на модели плоской пластины, покрытой слоем нафталина.

Расчет среднего течения – автомодельные уравнения пограничного слоя

Рассматривается ситуация, когда модель плоской пластины обтекается потоком сжимаемого газа. Предполагается, что рабочая поверхность модели покрыта веществом, способным к чистой сублимации (т. е. к фазовому переходу из твердого состояния непосредственно в газообразное, минуя стадию расплава) при умеренных температурах. В результате сублимант с молекулярным весом m_1 , испаряясь с поверхности модели, смешивается с основным газом пограничного слоя (воздухом), имеющим молекулярным вес m_2 , и формирует поток бинарной газовой смеси. Процесс сублимирования предполагается достаточно медленным, чтобы за характерное время процесса форма обтекаемой модели оставалась неизменной. Динамика такой бинарной смеси вязких теплопроводных сжимаемых газов описывается системой уравнений в частных производных, представленной, например, в [19]. Из этой общей системы уравнений выводится упрощенная система для описания 2D стационарного сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине в отсутствие химических реакций в приближении локальной автомодельности течения в [11] (см. также [16]). Уравнения учитывают диффузию примеси (паров сублиманта) поперек пограничного слоя и могут быть записаны следующим образом:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dy} \left(\mu \frac{dU}{dy} \right) + F \frac{dU}{dy} = 0, \quad \frac{dq}{dy} = F \frac{dh}{dy} + (\gamma - 1) M_e^2 \mu \left(\frac{dU}{dy} \right)^2, \\ \frac{dj_1}{dy} = F \frac{dc_1}{dy}, \quad q = -\lambda \frac{dT}{dy} + (h_1 - h_2) j_1, \quad j_1 = -\rho D_{12} \frac{dc_1}{dy}. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь

$y = y^* / \delta$ – координата по нормали к поверхности пластины;

$\delta = \sqrt{x^* \mu_e / U_e \rho_e}$ – масштаб Блазиуса, характеризующий толщину пограничного слоя;

x^* – продольная координата, вдоль направления потока;

c_1 – массовая концентрация примеси (паров сублиманта);

$q(y) = \frac{\sqrt{x^* \mu_e / U_e \rho_e}}{\mu_e h_e} q^*$ – полный тепловой поток поперек пограничного слоя;

$j = j^* \frac{\sqrt{x^* \mu_e / U_e \rho_e}}{\mu_e}$ – диффузионный поток массы примеси по нормали к стенке;

$U = \frac{2}{\rho} \frac{dF}{dy}$ – продольная (по x^*) компонента скорости;

F – функция тока;

$h = \frac{h^*}{C_{p2} T_e}$ – энтальпия бинарной смеси;

$T = \frac{T^*}{T_e}$ – температура;

C_{p2}, C_{p1} – удельные теплоемкости при постоянном давлении основного газа и примеси соответственно;

$\mu = \frac{\mu^*}{\mu_e}$ – коэффициент динамической вязкости рассматриваемой бинарной смеси;

$\lambda = \frac{\lambda^*}{\mu_e C_{p2}}$ – коэффициент теплопроводности;

$D_{12} = \frac{\rho_e D_{12}^*}{\mu_e}$ – коэффициент бинарной диффузии.

Звездочка в верхнем индексе обозначает размерное значение соответствующей величины, тогда как ее отсутствие указывает на безразмерное значение. Нижний индекс e обозначает (размерное) значение соответствующей величины, взятое на внешней границе пограничного слоя.

Граничные условия на сублимирующей поверхности записываются следующим образом:

$$\begin{aligned} U(0) = 0, \quad F(0) = -f_w, \quad f_w = \frac{G_w}{\rho_e U_e} \text{Re} = \frac{\rho_w V_w}{\rho_e U_e} \text{Re}, \\ Q + G_w(h - h_1)_w + \left[-\lambda \left(\frac{dT}{dy} \right) + (h_1 - h_2) j_1 \right]_w = 0, \\ f_w(1 - c_{1,w}) = -\rho_w D_{12,w} \left(\frac{\partial c}{\partial y} \right)_w, \end{aligned} \quad (2)$$

где G_w – расход массы сублимирующего вещества с поверхности; $Q = H_{sg} G_w$ – тепло, расходуемое на испарение вещества покрытия; H_{sg} – энтальпия сублимации (solid $\rightarrow$ gas), $\text{Re} = \rho_e U_e \delta / \mu_e = \sqrt{\text{Re}_1} \chi$ – число Рейнольдса. Нижний индекс w указывает на значения переменных, взятых на поверхности модели.

Граничные условия на внешней границе пограничного слоя выглядят так:

$$(U, T) \rightarrow 1, \quad c_1 \rightarrow 0 \quad \text{при} \quad y \rightarrow \infty. \quad (3)$$

Поток массы испарения с поверхности определяется по уравнению Кнудсена – Ленгмюра [20]:

$$G_w = a_1 \frac{P_1^{\text{sat}} - P_1}{\sqrt{2\pi R T_w / m_1}}. \quad (4)$$

Видно, что G_w определяется разностью давления насыщенных паров сублиманта P_1^{sat} и P_1 – парциальным давлением паров в непосредственной близости над поверхностью ($y \rightarrow +0$). Здесь a_1 – коэффициент аккомодации.

Давление насыщенных паров сублимирующего вещества как функция температуры поверхности $P_1^{\text{sat}} = P_1^{\text{sat}}(T_w)$ определяется при помощи уравнения Клапейрона – Клаузиуса [20]:

$$\ln \left(\frac{P_1^{sat}}{P_{TP,1}} \right) = \frac{H_{sg} m_1}{R} \left(\frac{1}{T_{TP,1}} - \frac{1}{T_w} \right), \quad (5)$$

где $P_{TP,1}$, $T_{TP,1}$ – давление и температура тройной точки сублимирующего вещества. Парциальное давление паров сублиманта определялось по формуле $P_1 = \frac{c_1 m_2}{m_1 + (m_2 - m_1) c_1} P$.

Наиболее важным параметром, влияющим на свойства пограничного слоя бинарной смеси, является безразмерный параметр инжекции f_w (2). Это было показано в более ранних статьях как по инжекции различных газов в пограничный слой [11; 12], так и по сублимации материала покрытия поверхности модели [16–18]. Строго говоря, краевая задача (1)–(3) будет автомодельной в том случае, когда параметр инжекции не будет зависеть от продольной координаты: $f_w = \text{const}(x)$. В общем случае это не так, однако при слабой зависимости $f_w = f_w(x)$ в рамках приближения локальной автомодельности система (1)–(3) может применяться локально на каждом шаге по продольной координате x . Как видно из (5), при $T_w \rightarrow T_{TP,1}$ давление насыщенных паров сублиманта довольно сильно, экспоненциальным образом зависит от температуры покрытия $P_1^{sat} = P_1^{sat}(T_w)$. Поэтому, для того чтобы увеличить параметр инжекции f_w , необходимо либо уменьшать единичное число Рейнольдса потока (третье уравнение в (2)), либо (согласно (4), (5)) повышать температуру сублимирующего покрытия. В пределе – до температур, близких к температуре тройной точки $T_{TP,1}$. Предполагается, что модель является адиабатической, находящейся в состоянии теплового равновесия с потоком (2). Поэтому повышение температуры адиабатической стенки возможно за счет увеличения температуры торможения потока T_0 .

Вычисление коэффициентов вязкости и теплопроводности для компонент смеси, а также и коэффициента диффузии примеси выполнялось по формулам кинетической теории в рамках потенциала Леннард – Джонса [21]:

$$\mu_i = 2.6693 \cdot 10^{-6} \frac{\sqrt{T m_i}}{d_i^2 \Omega^{(2,2)}}, \quad \lambda_i = 0.0833 \frac{\sqrt{T/m_i}}{d_i^2 \Omega^{(2,2)}}, \quad D_{12} = 1.858 \cdot 10^{-7} \frac{\sqrt{T^3 (1/m_1 + 1/m_2)}}{P d_{12}^2 \Omega^{(1,1)}},$$

где d_i – столкновительные диаметры молекул, $i = 1, 2$, $\Omega^{(1,1)}$, $\Omega^{(2,2)}$ – интегралы столкновений. Указанные выше коэффициенты записаны в следующих единицах: μ_i [кг/м·сек], λ_i [Вт/м·К], D_{12} [м²/сек], давление P измеряется в атмосферах. Вязкость и теплопроводность бинарной смеси определялась по полуэмпирической формуле Уилки [22]. При определении коэффициентов теплопроводности многоатомных газов учитывалась также поправка Эйкена [22].

В настоящей работе краевая задача для уравнений пограничного слоя бинарной смеси (1)–(3) интегрировалась численно с помощью численного алгоритма Рунге – Кутты четвертого порядка точности. Для получения решения, удовлетворяющего краевым условиям (2), (3), применялись метод стрельбы и алгоритм вложенных ньютоновских итераций. Вывод локально автомодельных уравнений пограничного слоя бинарной смеси, граничные условия для краевой задачи и применявшиеся численные алгоритмы изложены более подробно в [16].

Уравнения линейной теории устойчивости

Линейная теория устойчивости (ЛТУ) для пограничного слоя бинарной смеси была разработана и опубликована ранее в [17]. В рассматриваемом в настоящей работе пограничном слое в условиях сублимации материала поверхности указанный подход может применяться напрямую. Линеаризация обезразмеренных уравнений движения вязкой теплопроводной бинарной газовой смеси для возмущений в виде бегущих волн

$$q(x, y, z, t) = \tilde{q}(y) \exp i(\alpha x + \beta z - \alpha C t)$$

позволяет вывести следующую систему обыкновенных дифференциальных уравнений для амплитуд возмущений:

$$\begin{aligned} i\alpha(U-C)\tilde{\rho} + \frac{d\rho}{dy}\tilde{v} + \rho\left(i(\alpha\tilde{u} + \beta\tilde{w}) + \frac{d\tilde{v}}{dy}\right) &= 0, \\ \rho\left(i\alpha(U-C)\tilde{u} + \frac{dU}{dy}\tilde{v}\right) &= -\frac{i\alpha\tilde{p}}{\gamma_e M_e^2} + \frac{\mu}{\text{Re}} \frac{d^2\tilde{u}}{dy^2}, \\ \rho i\alpha(U-C)\tilde{v} &= -\frac{1}{\gamma_e M_e^2} \frac{d\tilde{p}}{dy}, \\ \rho i\alpha(U-C)\tilde{w} &= -\frac{i\beta\tilde{p}}{\gamma_e M_e^2} + \frac{\mu}{\text{Re}} \frac{d^2\tilde{w}}{dy^2}, \\ i\alpha(U-C)\tilde{c} + \frac{dc}{dy}\tilde{v} &= \frac{\mu}{\text{Re Sm}} \frac{d^2\tilde{c}}{dy^2}, \\ \rho\left(i\alpha(U-C)\tilde{h} + \frac{dh}{dy}\tilde{v}\right) &= \frac{\gamma_e - 1}{\gamma_e} i\alpha(U-C)\tilde{p} + \frac{\mu}{\text{Re Pr}} \frac{d^2\tilde{h}}{dy^2} + \frac{\mu}{\text{Re}} (h_1 - h_2) \left(\frac{1}{\text{Sm}} - \frac{1}{\text{Pr}}\right) \frac{d^2\tilde{c}}{dy^2}. \end{aligned} \quad (6)$$

Здесь (α, β) – продольное и трансверсальное (в x - и z -направлениях) волновые числа соответственно; $\omega = \alpha C = \omega^* \delta / U_e = 2\pi f \delta / U_e$ – безразмерная частота возмущения, f – размерная частота в Герцах; $\text{Pr} = \mu C_p / \lambda$ – число Прандтля, $\text{Sm} = \mu / \rho D_{12}$ – число Шмидта; искомый вектор $\tilde{q}(y) = (\tilde{u}, \tilde{v}, \tilde{w}, \tilde{p}, \tilde{h}, \tilde{c})^T$ составлен из возмущений трех компонент скорости, давления, энтальпии и массовой концентрации примеси соответственно. Рассматривается задача пространственной устойчивости. В этом случае предполагается, что частота ω и трансверсальное волновое число β вещественные, тогда как продольное волновое число $\alpha = \alpha_r + i\alpha_i$ является комплексным. При этом мнимая часть волнового числа $(-\alpha_i > 0)$ соответствует скорости пространственного (по x) нарастания неустойчивого возмущения. Система (6) может быть приведена к системе десяти обыкновенных дифференциальных уравнений первого порядка, которая решается при следующих граничных условиях на поверхности модели и в свободном потоке:

$$\left(\tilde{u}, \tilde{v}, \tilde{w}, \tilde{h}, f_w \tilde{c} + \rho_w D_{12} \frac{d\tilde{c}}{dy} \right) = 0 \quad \text{при } y = 0, \quad (7)$$

$$(\tilde{u}, \tilde{v}, \tilde{w}, \tilde{h}, \tilde{c}) \rightarrow 0 \text{ при } y \rightarrow \infty.$$

Уравнения (6) в совокупности с набором граничных условий (7) описывают развитие в пограничном слое неустойчивых волновых возмущений вниз по течению. Система (6) является расширением известной системы уравнений устойчивости Дана – Линя [4] (первоначально разработанной для однокомпонентных течений) для описания устойчивости сжимаемого пограничного слоя бинарной смеси на сублимирующей поверхности и отличается от предыдущей (системы Дана – Линя) наличием дополнительного уравнения для концентрации примеси (предпоследнее уравнение в (6)). Уравнения (6) в совокупности с однородными граничными условиями (7) составляют краевую задачу на собственные значения. Эта задача в настоящей работе интегрировалась численно с помощью метода ортогонализаций [19]. Продольное волновое число $\alpha = \alpha_r + i\alpha_i$ находилось как собственное значение задачи (6), (7) с максимальным значением $-\alpha_i$. Более подробно уравнения устойчивости и численный алгоритм обсуждаются в [17].

Результаты расчетов

Расчеты проводились для модели плоской пластины, обтекаемой потоком воздуха, при числе Маха $M = 2$. Предполагается, что поверхность модели покрыта слоем вещества, способного к чистой сублимации (фазовому переходу из твердого состояния непосредственно в газообразное, минуя стадию плавления) при умеренных температурах, в отсутствие таких осложняющих явлений, как химические реакции, диссоциация и ионизация. Такими свойствами обладают, в том числе, сухой лед, камфара, йод. В настоящей работе мы рассматриваем сверхзвуковой пограничный слой над поверхностью, покрытой слоем нафталина ($C_{10}H_8$). Это химическое вещество с молекулярным весом больше, чем у воздуха: $\frac{m_1}{m_2} = \frac{128.17}{28.96} \approx 4.4$.

Температура тройной точки нафталина $T_{TP,1} = 353.4$ К. Другие теплофизические свойства нафталина, необходимые для проведения требуемых расчетов приведены в [17]. Выбор нафталина в качестве сублимирующего вещества для нашего исследования обусловлен не только его благоприятными теплофизическими свойствами, но также и тем, что $C_{10}H_8$ легко доступный и недорогой углеводород.

Ниже представлены результаты расчетов, которые проводились для фиксированного значения полного давления потока: $P_0 = 0.5$ бар. В настоящей работе теоретически исследовался сверхзвуковой пограничный слой и его линейная устойчивость на нафталиновом покрытии плоской пластины при увеличении массы испарения вещества покрытия G_w (2), достигаемого за счет повышения температуры покрытия T_w (4), (5), что, в свою очередь, было получено путем увеличения температуры торможения потока T_0 .

Рассчитанные с адиабатическими граничными условиями на поверхности (2) варианты см. в таблице, в которой имеются следующие столбцы: номер варианта (используется на рис. 1–4 для нумерации кривых), температура торможения потока T_0 , температура поверхности T_w (температура адиабатической стенки, полученная в результате численного интегрирования системы (1)–(3) для заданного значения T_0), единичное число Рейнольдса потока Re_1 и параметр инжекции f_w , определенный для указанных выше условий обтекания при $x = 100$ мм:

No.	T_0 , K	T_w , K	$Re_1 \times 10^{-6} \text{ м}^{-1}$	f_w
0	288	266	6.41	$<10^{-4}$
1	315	290	5.67	$5 \cdot 10^{-4}$
2	342	310	5.07	0.004
3	361	320	4.71	0.010
4	392	330	4.22	0.022
5	450	340	3.53	0.049
6	500	345	3.08	0.072
7	580	350	2.56	0.107

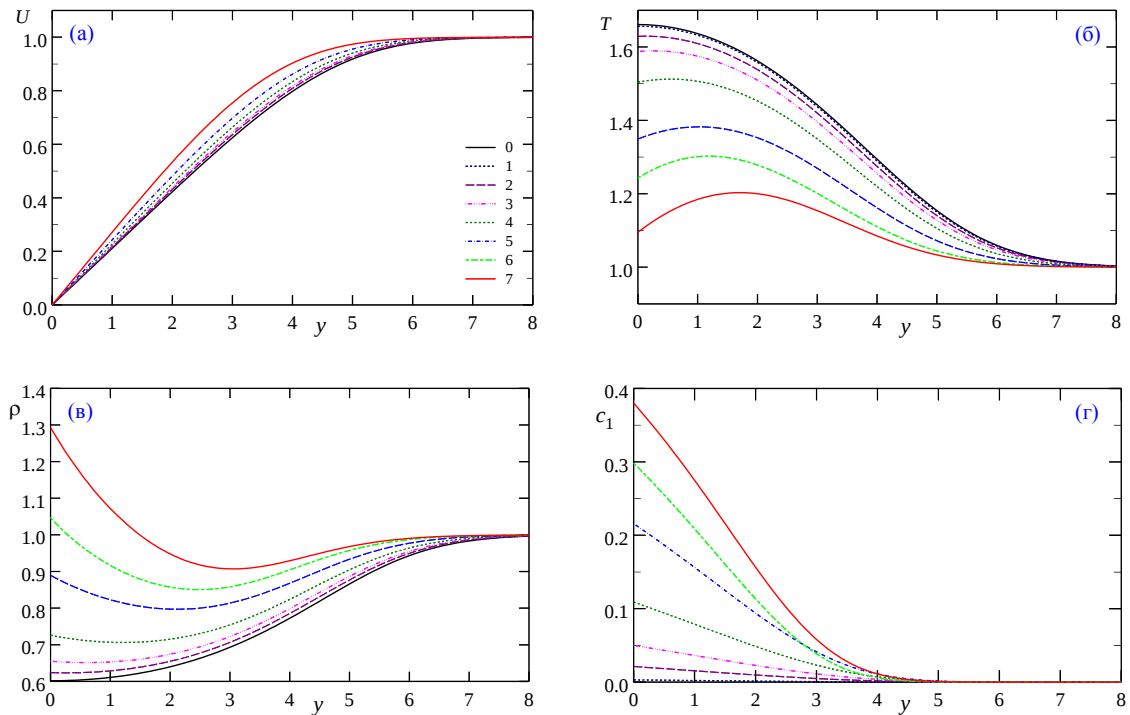


Рис. 1. Профили пограничного слоя бинарной смеси (воздух + пары $C_{10}H_8$): безразмерной продольной скорости $U = U(y)$ (а), температуры $T = T(y)$ (б), плотности $\rho = \rho(y)$ (в) и концентрации примеси $c_1 = c_1(y)$ (г) для различных значений температуры торможения T_0 (кривые 0–7 пронумерованы в соответствии с таблицей)

Fig. 1. Binary mixture (Air + $C_{10}H_8$ vapor) boundary layer profiles: dimensionless velocity $U = U(y)$ (a), temperature $T = T(y)$ (b), density $\rho = \rho(y)$ (c) and foreign gas concentration $c_1 = c_1(y)$ (d); for a number of values of the stagnation temperature T_0 (curves 0–7 are numbered in accordance with Table)

Начнем со свойств среднего течения. На рис. 1 демонстрируются рассчитанные профили пограничного слоя: безразмерной продольной скорости $U = U(y)$ (рис. 1, а), температуры $T = T(y)$ (рис. 1, б), плотности $\rho = \rho(y)$ (рис. 1, в), и массовой концентрации паров $C_{10}H_8$ $c_1 = c_1(y)$ (рис. 1, г) для различных значений температуры торможения T_0 . При этом номер кривой на рис. 1 соответствует рассчитанному варианту из таблицы. Можно видеть, что рост T_0 приводит к некоторому уменьшению толщины пограничного слоя в безразмерном пред-

ставлении, это видно в профилях продольной скорости (рис. 1, *a*). Отметим, что увеличение T_0 приводит к росту вязкости смеси и, следовательно, к увеличению масштаба δ . Профили температуры $T = T(y)$, показанные на рис. 1, *b*, демонстрируют значительное уменьшение безразмерной температуры вблизи стенки $T(0)$ при увеличении T_0 , несмотря на то, что размерная температура стенки при этом растет (см. таблицу). Небольшое уменьшение толщины пограничного слоя также видно в профилях температуры. В профилях плотности (рис. 1, *в*) заметны значительные изменения: с ростом T_0 от 290 до 580 К величина плотности на стенке $\rho_w = \rho(y=0)$ увеличивается более чем в два раза. Такой рост ρ_w , согласно нашим предыдущим результатам с инъекцией тяжелого газа с проницаемой поверхности [11; 12], имеет благоприятное воздействие на устойчивость пограничного слоя. На рис. 1, *г* можно видеть, что увеличение массы испарения нафталина с ростом T_0 приводит к увеличению концентрации паров примеси вблизи стенки $c_{1,w} = c_1(0)$. В то же время $c_1(y)$ быстро уменьшается с расстоянием от поверхности, и на внешней границе пограничного слоя, определяемой по профилям скорости (рис. 1, *a*), c_1 становится пренебрежимо малой. Таким образом, в представленном диапазоне параметров инъекция примеси в пограничный слой за счет сублимации материала стенки является малой, поскольку сублимант не выходит за пределы пограничного слоя.

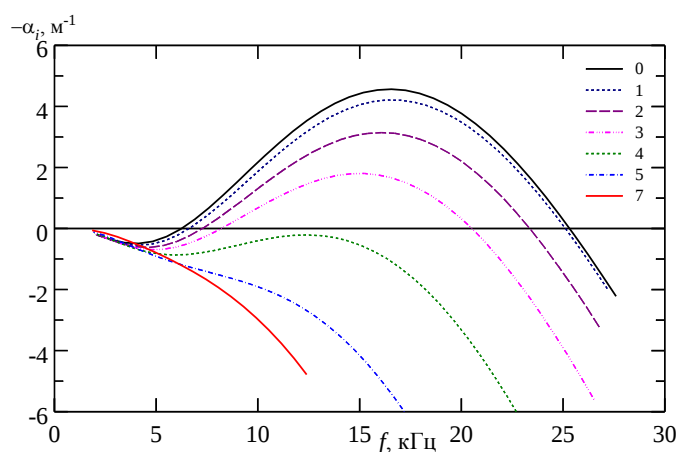


Рис. 2. Скорости пространственного нарастания $-\alpha_i$ 2D возмущений в зависимости от частоты f для различных значений температуры торможения потока T_0 , $x = 100$ мм (кривые 0–7, таблица)

Fig. 2. Spatial amplification rates $-\alpha_i$ of 2D perturbations versus frequency f for various values of flow stagnation temperature T_0 (curves 0–7, Table); $x = 100$ mm

На рис. 2 представлены результаты расчетов линейной теории устойчивости. Приводятся скорости пространственного нарастания 2D ($\beta = 0$) возмущений в зависимости от частоты для различных значений температуры торможения T_0 при $x = 100$ мм. Номер кривой на этом графике соответствует номеру расчетного варианта в таблице. Верхняя кривая с номе-

ром 0 представляет результат расчетов устойчивости рассматриваемого пограничного слоя при наиболее низкой температуре торможения, когда влиянием сублимации поверхности можно пренебречь: параметр инъекции примеси в этом случае, как указано в последнем столбце таблицы, $f_w < 10^{-4}$. Как было показано в [12], инъекция примеси с обтекаемой поверхности начинает оказывать заметное влияние на устойчивость пограничного слоя при $f_w > 0.01$. Для кривой 0 диапазон неустойчивых частот $6 < f < 25$ кГц, а максимальную скорость роста $-\alpha_{i,\max} \approx 4.6 \text{ м}^{-1}$ имеет возмущение с $f_{\max} \approx 16.5$ кГц. Повышение температуры торможения ведет к монотонному снижению скоростей нарастания всего спектра частот и к уменьшению $f_{\max}$. Уже при $T_w = 330 \text{ К}$ ($T_0 = 392 \text{ К}$, вариант 4, см. таблицу) видна стабилизация 2D возмущений при выбранном χ на всех частотах, поскольку скорости роста становятся отрицательными ($-\alpha_i < 0$), т. е. амплитуды 2D возмущений уменьшаются вниз по потоку. Дальнейшее повышение T_0 ведет к монотонному уменьшению скоростей роста во всем диапазоне частот (кривые 5–7, рис. 2).

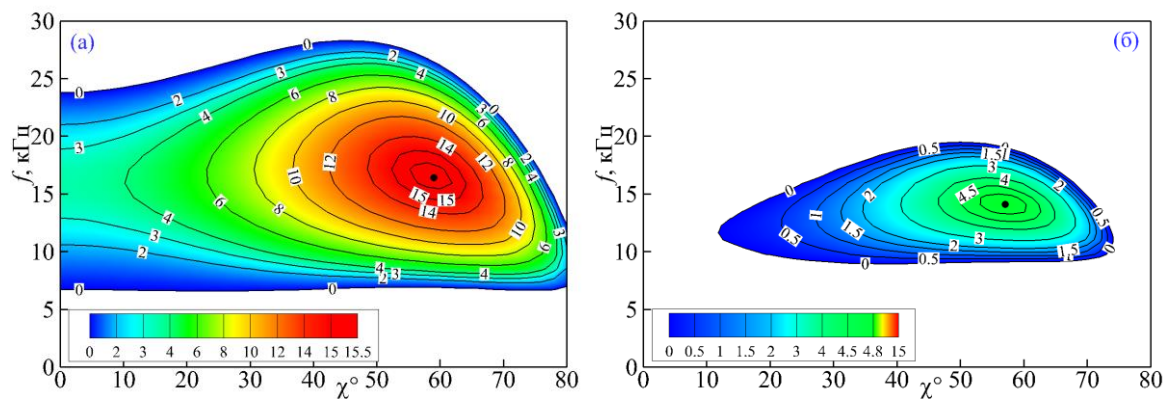


Рис. 3. Диаграммы устойчивости сверхзвукового пограничного слоя по отношению к 3D возмущениям: изолинии скоростей пространственного нарастания $-\alpha_i = -\alpha_i(\chi, f) [\text{м}^{-1}]$ на адиабатической поверхности при $T_0 = 392 \text{ К}$, $x = 100 \text{ мм}$ в отсутствие сублимации (а) и на нафталиновом покрытии ($T_w = 330 \text{ К}$, вариант 4, см. таблицу) (б)

Fig. 3. Stability diagrams of the supersonic boundary layer in relation to 3D perturbations: spatial amplification rate contours $-\alpha_i = -\alpha_i(\chi, f) [\text{м}^{-1}]$ on adiabatic surface at $T_0 = 392 \text{ К}$, $x = 100 \text{ мм}$ in the absence of sublimation (a); and on naphthalene coating ($T_w = 330 \text{ К}$, case 4, Table 1) (b)

На рис. 2 показаны результаты только для 2D возмущений. Однако хорошо известно, что в сверхзвуковом пограничном слое при числе Маха $M = 2$ не они являются наиболее неустойчивыми. Покажем теперь более полную картину локальных свойств устойчивости сверхзвукового пограничного слоя в условиях сублимации материала поверхности. На рис. 3 приведены диаграммы устойчивости пограничного слоя в виде изолиний скоростей пространственного усиления 3D возмущений на плоскости: угол ориентации волнового вектора $\chi = \arctan(\beta/\alpha_r)$, размерная частота f [кГц]. Расчеты проводились для $x = 100 \text{ мм}$ и величины температуры торможения $T_0 = 392 \text{ К}$ (вариант 4, см. таблицу). Заполненная цветом область представляет диапазон линейной неустойчивости ($-\alpha_i > 0$). Возмущения с парамет-

рами из этой области нарастают вниз по течению. На рис. 3, а показана диаграмма устойчивости для пограничного слоя теплоизолированной плоской пластины в отсутствие сублимации, тогда как на рис. 3, б приведена аналогичная диаграмма для пластины с покрытием из нафталина. Цветовая схема для диаграмм устойчивости была выбрана одинаковой для удобства их сравнения. Легко видеть, что сублимация материала поверхности приводит к заметному сокращению области неустойчивости в результате поступления в пристенный подслой тяжелых паров нафталина. В отсутствие сублимации максимальную скорость роста $-\alpha_{i,\max} \approx 15.7 \text{ м}^{-1}$ имеет возмущение с $f_{\max} \approx 16 \text{ кГц}$ и $\chi_{\max} \approx 59^\circ$ (см. рис. 3, а), в то время как сублимация нафталина снижает максимальную скорость нарастания до $-\alpha_{i,\max} \approx 4.9 \text{ м}^{-1}$ при этом $f_{\max} \approx 14 \text{ кГц}$ и $\chi_{\max} \approx 57^\circ$ (см. рис. 3, б). Стоит отметить, что 2D возмущения ($\chi = \beta = 0$), которые были слабо неустойчивыми в отсутствие сублимации, полностью стабилизируются в результате инъекции тяжелых паров нафталина в пограничный слой. Приведенные выше рис. 2 и 3 показывают, что сублимация материала поверхности сильнее воздействует на устойчивость более высоких частот. Диапазон неустойчивых частот сокращается с $7 < f < 28$ (см. рис. 3, а) до $9 < f < 19$ (см. рис. 3, б). А максимальная скорость нарастания при $T_0 = 392 \text{ К}$ и $x = 100 \text{ мм}$ уменьшается в 3,2 раза за счет сублимации нафталинового покрытия. Таким образом, представленная модификация диаграммы устойчивости пограничного слоя (рис. 3) в результате действия сублимации поверхности в условиях адиабатической стенки означает существенную стабилизацию течения в пограничном слое. Для того чтобы продемонстрировать это количественно, следовало бы провести ЛГУ-расчеты кривых нарастания амплитуд возмущений с привлечением метода e^N . Однако в рамках настоящей статьи, где мы намереваемся провести только качественное сравнение расчетов с экспериментами по переходу, мы ограничиваемся только локальными свойствами устойчивости, суммированными на рис. 3.

Рисунок 4 демонстрирует сравнение скоростей пространственного роста 3D возмущений на выбранной частоте $f = 15 \text{ кГц}$ (имеющей при $T_0 = 392 \text{ К}$ максимальную скорость роста, см. рис. 3, а) в зависимости от угла ориентации волнового вектора возмущения χ . Расчеты проводились для различных значений температуры торможения потока T_0 как на сублимирующей нафталиновой поверхности (штриховые линии), так и в отсутствие сублимации (сплошные линии). Видно, что при наименьшей из представленных температур торможения влияние сублимации минимально, так как сплошная и штриховая линии 0 на рис. 4 сливаются. Возмущение с $\chi \approx 60^\circ$ имеет наибольшую скорость роста $-\alpha_{i,\max} \approx 21 \text{ м}^{-1}$, что является типичным для сверхзвукового пограничного слоя. С увеличением температуры торможения происходит монотонное уменьшение скоростей нарастания $-\alpha_i$ для всех углов $0 \leq \chi < 80^\circ$. Сравнивая сплошные и пунктирные линии одного цвета и с одинаковыми номерами на рис. 4, можно оценить влияние сублимации нафталинового покрытия на скорости роста неустойчивых возмущений. Возрастание температуры торможения с $T_0 = 288 \text{ К}$ до $T_0 = 580 \text{ К}$ в отсутствие сублимации (сплошные линии 0–7) приводит к уменьшению максимальной скорости роста до $-\alpha_{i,\max} \approx 10 \text{ м}^{-1}$, т. е. в два раза. В то же время возмущения на выбранной частоте на сублимирующем нафталиновом покрытии полностью стабилизируются ($-\alpha_{i,\max} < 0$) уже при значении температуры торможения $T_0 \approx 420 \text{ К}$ (между штриховыми линиями 4 и 5). Дальнейшее увеличение T_0 вызывает монотонное уменьшение $-\alpha_i$ на сублимирующей поверхности для всех углов χ (штриховые кривые 5–7 на рис. 4). Таким образом, эффектив-

ность сублимирующего покрытия стабилизации пограничного слоя (повышения его устойчивости и затягивания ЛТП) на адиабатической поверхности увеличивается с ростом температуры торможения потока.

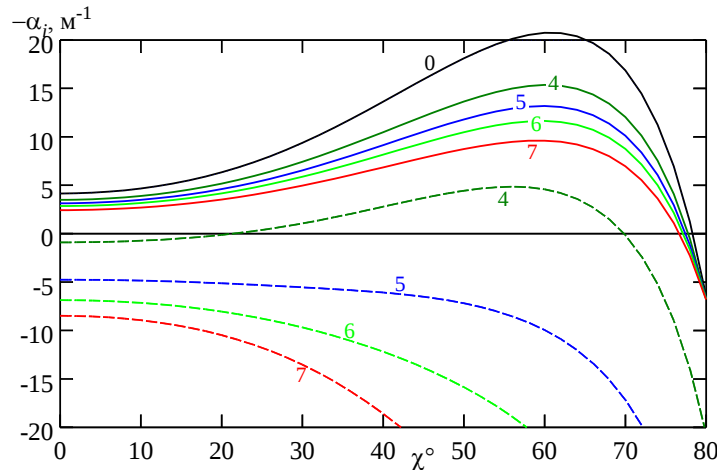


Рис. 4. Скорости пространственного нарастания $-\alpha_i$ 3D возмущений в зависимости от угла ориентации волнового вектора χ для различных значений T_0 . Нумерация кривых в соответствии с таблицей; $f = 15$ кГц, $x = 100$ мм. Штриховые линии – на сублимирующей поверхности, сплошные – в отсутствие сублимации
Fig. 4. Spatial amplification rates $-\alpha_i$ for 3D perturbations versus angle χ for various values of T_0 . Curves are numbered according to Table 1; $f = 15$ kHz, $x = 100$ mm. Dashed lines – on the sublimation surface; solid lines – in the absence of sublimation

Постановка эксперимента

Эксперименты по влиянию сублимации поверхности модели на ламинарно-турбулентный переход сверхзвукового пограничного слоя проводились в импульсной трубе ИТ-302М Института теоретической и прикладной механики СО РАН [23] при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 4$ и различных значениях температуры торможения потока в диапазоне $280 \leq T_0 \leq 1190$ К. В качестве модели использовалась плоская пластина, изготовленная из нержавеющей стали. Во всех экспериментах модель была жестко зафиксирована в рабочей части трубы под углом атаки $\alpha = -14^\circ$ и обтекалась потоком воздуха. Единичное число Рейнольдса набегающего потока варьировало в диапазоне $2 \leq Re_{1\infty} \times 10^{-6} \leq 20$ м⁻¹. Продолжительность рабочего режима течения в установке составляет $100 < \tau < 200$ мс, тогда как время установления режима обтекания обычно порядка 1 мс.

Первая серия пусков в установке проводилась с моделью, представляющей собой полированную стальную плоскую пластину длиной 440 мм, толщиной 10 мм, имеющей треугольную форму (ширина передней кромки 180 мм). Угол скоса передней кромки 16° , ее притупление $< 0,1$ мм. Начало отсчета продольной координаты x (в направлении внешнего течения вдоль пластины) находится на передней кромке модели.

Перед второй серией экспериментов на участке рабочей поверхности $15 \leq x \leq 128$ мм практически на всю ширину модели (за исключением бортиков по 10 мм) в пластине был сделан паз глубиной 5 мм. В данный паз заливался нафталин $C_{10}H_8$, расплавленный при температуре $T > 80^\circ$ С. После того как нафталин затвердел, поверхность полученного сублимирующего покрытия выравнивалась и была тщательно зашлифована с помощью мелкой наж-

дачной бумаги. Таким образом, нефталиновое покрытие поверхности плоской пластины располагалась в диапазоне продольной координаты $15 \leq x \leq 128$ мм.

Поскольку модель всегда была установлена под углом атаки $\alpha = -14^\circ$, то ниже по потоку от присоединенного головного скачка число Маха на внешней границе пограничного слоя выдерживалось $M_e = 3$. При этом диапазон значений единичного числа Рейнольдса в пограничном слое составил $3 < Re_{1e} \times 10^{-6} < 30$ м⁻¹.

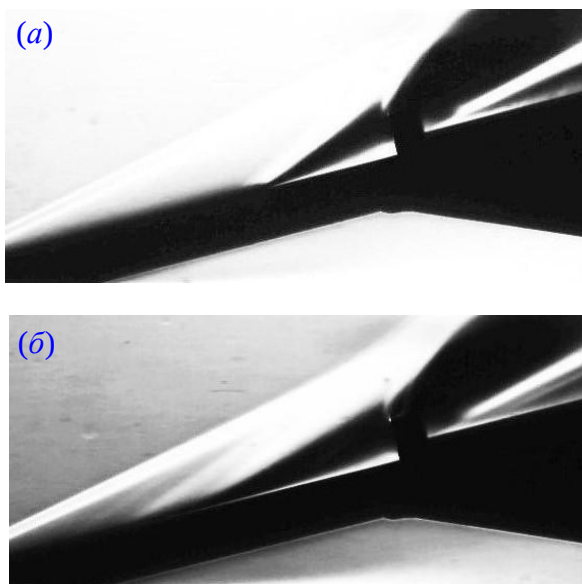
Для фиксации положения ламинарно-турбулентного перехода в трубе использовался оптический метод его определения, описанный в работах [24; 25]. Этот метод основан на свойствах турбулентного пограничного слоя выдерживать без отрыва более сильные скачки давления, чем ламинарный пограничный слой. В этом методе о состоянии пограничного слоя судят по картине отрыва пограничного слоя перед выступом. В течение рабочего режима трубы происходит свойственное импульсным трубам постепенное уменьшение Re_1 при постоянном M_e . $(Re_1)_t$ – значение единичного числа Рейнольдса, при котором происходит резкое изменение картины обтекания выступа: угол отрыва сильно уменьшается от θ_t при турбулентном состоянии пограничного слоя до θ_l при ламинарном.

В экспериментах с помощью теневого прибора Теплера ИАБ-451 (регистрирующего неоднородность плотности газа) и видеокамеры PCO 1200HS (с частотой съемки 500 кадров в секунду и экспозицией 1 мс) снималась кинограмма обтекания модели. На кадрах кинограммы был хорошо виден отрыв перед выступом и резкое уменьшение угла этого отрыва в определенный момент времени t_1 рабочего режима трубы.

На рис. 5 приведен пример картины обтекания выступа при турбулентном (рис. 5, а) и ламинарном (рис. 5, б) пограничных слоях, полученной с помощью теневого прибора Теплера при $M_e = 3$ и $T_0 \approx 600$ К. Для условий наших экспериментов было: $\theta_t \approx 25^\circ$, а $\theta_l \approx 15^\circ$. В наших экспериментах использовался выступ высотой 9 мм, располагавшийся на расстоянии $x_{obst} = 102$ мм от передней кромки пластины.

Рис. 5. Картины обтекания выступа при турбулентном (а) и ламинарном (б) пограничных слоях, полученная с помощью теневого прибора Теплера, $M_e = 3$, $T_0 \approx 600$ К

Fig. 5. Toepler shadow-graph pictures of flow around obstacle in turbulent (a) and laminar (b) flat-plate boundary-layers, $M_e = 3$, $T_0 \approx 600$ К



По измеренным в момент времени t_1 параметрам потока в импульсной трубе (которые в течение пуска изменяются монотонно по времени) вычислялись величины $(Re_1)_t$ и число Рейнольдса перехода $Re_t = (Re_1)_t \cdot x_{obst}$. Погрешность определения Re_t составила $\pm 5\%$.

Результаты измерений

Результаты экспериментов показаны на рис. 6, где приведено число Рейнольдса перехода Re_t в зависимости от температуры торможения потока T_0 . Черные заштрихованные кружки соответствуют результатам на стальной пластине, а синие полые кружки – результатам на нафталиновой вставке. Общее уменьшение на рис. 6 числа Рейнольдса перехода при увеличении температуры торможения происходит главным образом из-за уменьшения единичного числа Рейнольдса.

Примерно при $T_0 > 600$ К становится заметным стабилизирующее влияние сублимации – число Рейнольдса перехода на сублимирующей вставке становится больше числа Рейнольдса на стальной пластине.

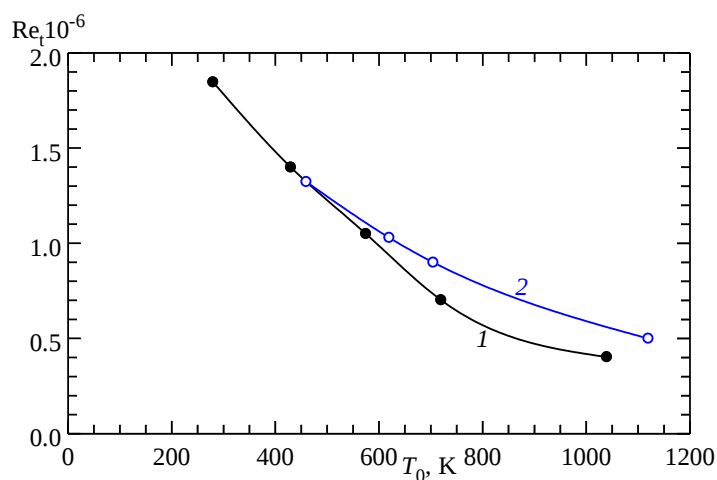


Рис. 6. Число Рейнольдса перехода Re_t в зависимости от температуры торможения потока T_0 на стальной пластине (1) и на нафталиновом покрытии (2)

Fig. 6. Reynolds number of transition Re_t versus flow stagnation temperature T_0 on steel plate (1) and on naphthalene coating (2)

Полученные экспериментальные результаты находятся в полном качественном согласовании с нашими теоретическими представлениями: по мере прогревания сублимирующего нафталинового покрытия при возрастании температуры торможения потока увеличивается унос массы нафталина. Тяжелые пары $C_{10}H_8$ формируют вблизи стенки подслоя бинарной смеси (воздух + пары сублиманта) с высокой плотностью (см. рис. 1, в), что оказывает благоприятное действие на устойчивость пограничного слоя (см. рис. 2–4): скорости роста неустойчивых возмущений уменьшаются, а устойчивость пограничного слоя повышается. В результате положение ламинарно-турбулентного перехода смещается ниже по течению, а соответствующее число Рейнольдса перехода растет, как это показано на рис. 6. Видно, что при $T_0 \approx 700$ К $Re_t \cdot 10^{-6}$ увеличивается от 0,7 на стальной пластине до 0,9 на сублимирующем покрытии, т. е. приблизительно на 28 %, а с учетом погрешности определения Re_t – на 18 %. Меньшее, чем в расчетах, увеличение Re_t вызвано кратковременностью работы установки. Таким образом, в импульсной трубе ИТ-302М ИТПМ СО РАН получено стабилизирующее действие сублимирующего нафталинового покрытия.

На данном этапе прямое количественное сопоставление полученных экспериментальных данных с результатами расчетов по линейной теории устойчивости не представляется воз-

можным. В основном это связано с тем, что условия на сублимирующей поверхности модели в установке импульсного типа далеки от приближения адиабатической стенки, которое использовалось в расчетах. Поэтому основной вывод настоящей работы является только качественным. И он состоит в том, что впервые получено качественное экспериментальное подтверждение теоретическим результатам о стабилизирующем действии сублимирующего нафталинового покрытия на сверхзвуковой пограничный слой. Тем не менее представляется важным доработать расчетные и экспериментальные методики таким образом, чтобы можно было провести прямое количественное сопоставление теории и эксперимента по влиянию сублимации поверхности на устойчивость и переход пограничных слоев. Такая работа проводится авторами настоящей статьи.

Выводы

Проведено теоретическое исследование характеристик сверхзвукового пограничного слоя и его устойчивости в условиях сублимации материала поверхности. Использовались полученные авторами ранее уравнения для среднего течения в приближении локальной автомодельности, а также теория линейной устойчивости пограничного слоя бинарной смеси. Расчеты проводились для пограничного слоя адиабатической плоской пластины с нафталиновым ($C_{10}H_8$) покрытием при числе Маха $M = 2$. Расчеты показали, что инжекция паров примеси в пристенный подслой пограничного слоя вследствие испарения материала поверхности приводит к увеличению плотности пограничного слоя бинарной смеси (воздух + нафталин) вблизи сублимирующей стенки. Расчетами устойчивости такого модифицированного течения обнаружено, что увеличение температуры торможения потока приводит к монотонному уменьшению локальных скоростей нарастания линейных волновых возмущений. На основании полученных расчетных результатов делается вывод о том, что применение сублимирующих покрытий из нафталина повышает устойчивость сверхзвукового пограничного слоя и, таким образом, является эффективным способом управления ламинарно-турбулентным переходом.

Проведены пилотные эксперименты по переходу сверхзвукового пограничного слоя при числе Маха набегающего потока $M_e = 3$ на модели плоской пластины в условиях сублимации материала поверхности. Эксперименты проводились в импульсной трубе ИТ-302М ИТПМ СО РАН. В качестве материала для сублимирующего покрытия использовался нафталин. Эксперименты показали, что при $T_0 > 600$ К сублимация нафталиновой поверхности модели оказывает стабилизирующее действие на положение ламинарно-турбулентного перехода (в частности, при $T_0 \approx 700$ К Re_t увеличивается приблизительно на 18 %). Таким образом, впервые получено качественное экспериментальное подтверждение теоретическому выводу о стабилизирующем действии сублимирующих покрытий на сверхзвуковой пограничный слой.

Список литературы

1. **Тирский Г. А.** Гиперзвуковая аэродинамика и тепломассообмен спускаемых космических аппаратов и планетных зондов. М.: ФМЛ, 2011. 548 с.
2. **Линь Ц. Ц.** Теория гидродинамической устойчивости. М.: ИЛ, 1958. 194 с.
3. **Mack L. M.** Boundary layer stability theory. Document 900-277, Rev. A. Pasadena, 1969, 388 p.
4. **Гапонов С. А., Маслов А. А.** Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 144 с.

5. **Жигулев В. Н., Тумин А. М.** Возникновение турбулентности. Динамическая теория возбуждения развития неустойчивостей в пограничных слоях. Новосибирск: Наука, 1987. 282 с.
6. **Mortensen C., Zhong X.** Simulation of Second-Mode Instability in a Real-Gas Hypersonic Flow with Graphite Ablation. *AIAA J.*, 2014, vol. 52, no. 8, p. 1632–1652.
7. **Mortensen C., Zhong X.** Real Gas and Surface-Ablation effects on Hypersonic Boundary-Layer Instability over a Blunt Cone. *AIAA J.*, 2016, vol. 52, no. 3, p. 976–994.
8. **Charwat A. F.** Exploratory studies on the sublimation of slender camphor and naphthalene models in a supersonic wind tunnel. In: Memorandum RM-5506-ARPA. 1968.
9. **Radeztsky R. H., Reibert M. S., Saric W. S.** Effect of isolated micron-sized roughness on transition in swept-wing flows. *AIAA J.*, 1999, vol. 37, no. 11, p. 1370–1377.
10. **Combs C. S., Clemens N. T., Danehy P. M., Murman S. M.** Heat-shield ablation visualized using naphthalene planar laser-induced fluorescence. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2017, vol. 54, no. 2, p. 476–494.
11. **Гапонов С. А., Смородский Б. В.** Ламинарный сверхзвуковой пограничный слой бинарной смеси газов // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2016. Т. 11, № 1. С. 5–15.
12. **Gaponov S. A., Smorodsky B. V.** On stability of the supersonic boundary layer with a foreign gas injection. In: 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2016) (Russia, Perm, 27 Jun. – 3 Jul., 2016): AIP Conference Proceedings, 2016, vol. 1770, S. 1, 030047 p.
13. **Lysenko V. I., Gaponov S. A., Smorodsky B. V., Yermolaev Y. G., Kosinov A. D.** Influence of distributed heavy-gas injection on stability and transition of supersonic boundary-layer flow. *Physics of Fluids*, 2019, vol. 31, no. 10, p. 104103 (17).
14. **Лысенко В. И., Смородский Б. В., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д.** Экспериментальное исследование влияния инъекции тяжелого газа в сверхзвуковой пограничный слой на его устойчивость // Теплофизика и аэромеханика. 2018. Т. 25, № 2. С. 191–198.
15. **Lysenko V. I., Gaponov S. A., Smorodsky B. V., Ermolaev Y. G., Kosinov A. D., Semionov N. V.** Combined influence of coating permeability and roughness on supersonic boundary layer stability and transition. *JFM*, 2016, vol. 798, p. 751–773.
16. **Гапонов С. А., Смородский Б. В.** Влияние сублимации материала поверхности на параметры сверхзвукового пограничного слоя // Сибирский физический журнал. 2019. Т. 14, № 1. С. 25–39.
17. **Gaponov S. A., Smorodsky B. V.** Supersonic boundary layer stability on the sublimation surface. In: AIP Conference Proceedings: High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM-2019): Proceedings of the XXVI Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter, dedicated to the 150th anniversary of the birth of S. A. Chaplygin (Novosibirsk, 3–5 Apr. 2019). S. l.: AIP Publishing, 2019, vol. 2125, p. 030103 (11).
18. **Gaponov S. A., Semenov A. N., Smorodsky B. V.** Influence of surface sublimation on boundary layer stability at high Mach number. *Journal of Physics: Conference Series*, 2019, vol. 1404, p. 012079.
19. **Гапонов С. А., Петров Г. В.** Устойчивость пограничного слоя неравновесно диссоциирующего газа. Новосибирск: Наука, 2013. 95 с.
20. **Полежаев Ю. В., Юревич Ф. Б.** Тепловая защита. М.: Энергия, 1976.
21. **Гиршфельдер Дж., Кертисс Ч., Берд Р.** Молекулярная теория газов и жидкостей. М.: ИЛ, 1961. 930 с.
22. **Дорренс У. Х.** Гиперзвуковые течения вязкого газа. М.: Мир, 1966. 439 с.
23. **Fomin V. M., Kharitonov A. M., Maslov A. A., Shiplyuk A. N., Shumskii V. V., Yaroslavtsev M. I., Zvegintsev V. I.** Hypersonic Short-Duration Facilities for Aerodynamic Research at ITAM, Russia. In: Experimental Methods of Shock Wave Research. Berlin, Heidelberg, New York, Springer Verlag, 2016, vol. 9, p. 315–346.

24. **Бошнятов Б. В., Затолока В. В., Ярославцев М. И.** Исследование перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный в гиперзвуковой импульсной трубе ИТ-301 при $M = 8\text{--}11.5$ // *Аэрофизические исследования*. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1973. С. 89.
25. **Антонов А. С., Бошнятов Б. В., Затолока В. В.** Переход в турбулентное состояние и отрыв гиперзвукового пограничного слоя при повышенных числах Рейнольдса // *Газодинамика и физическая кинетика*. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1974. С. 83–85.

References

1. **Tirsky G. A.** Hypersonic aerodynamics and heat-mass-transfer of reentry space vehicles and planetary probes. Moscow, FML, 2011, 548 p. (in Russ.)
2. **Lin C. C.** The theory of hydrodynamic stability. CUP, 1954.
3. **Mack L. M.** Boundary layer stability theory. Document 900-277, Rev. A. Pasadena, 1969, 388 p.
4. **Gaponov S. A., Maslov A. A.** Development of Disturbances in Compressible Flows. Novosibirsk, Nauka, 1980, 144 p. (in Russ.)
5. **Zhigulev V. N., Tumin A. M.** Onset of turbulence. Dynamic theory of excitation and development of instabilities in boundary layers. Novosibirsk, Nauka, 1987, 282 p. (in Russ.)
6. **Mortensen C., Zhong X.** Simulation of Second-Mode Instability in a Real-Gas Hypersonic Flow with Graphite Ablation. *AIAA J.*, 2014, vol. 52, no. 8, p. 1632–1652.
7. **Mortensen C., Zhong X.** Real Gas and Surface-Ablation effects on Hypersonic Boundary-Layer Instability over a Blunt Cone. *AIAA J.*, 2016, vol. 52, no. 3, p. 976–994.
8. **Charwat A. F.** Exploratory studies on the sublimation of slender camphor and naphthalene models in a supersonic wind tunnel. In: Memorandum RM-5506-ARPA. 1968.
9. **Radeztsky R. H., Reibert M. S., Saric W. S.** Effect of isolated micron-sized roughness on transition in swept-wing flows. *AIAA J.*, 1999, vol. 37, no. 11, p. 1370–1377.
10. **Combs C. S., Clemens N. T., Danehy P. M., Murman S. M.** Heat-shield ablation visualized using naphthalene planar laser-induced fluorescence. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2017, vol. 54, no. 2, p. 476–494.
11. **Gaponov S. A., Smorodsky B. V.** Laminar Supersonic Boundary Layer of the Binary Gas Mixture. *Vestnik NSU. Series: Physics*, 2016, vol. 11, no. 1, p. 5–15. (in Russ.)
12. **Gaponov S. A., Smorodsky B. V.** On stability of the supersonic boundary layer with a foreign gas injection. In: 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2016) (Russia, Perm, 27 Jun. – 3 Jul., 2016): AIP Conference Proceedings, 2016, vol. 1770, S. 1, 030047 p.
13. **Lysenko V. I., Gaponov S. A., Smorodsky B. V., Yermolaev Y. G., Kosinov A. D.** Influence of distributed heavy-gas injection on stability and transition of supersonic boundary-layer flow. *Physics of Fluids*, 2019, vol. 31, no. 10, p. 104103 (17).
14. **Lysenko V. I., Smorodsky B. V., Ermolaev Y. G., Kosinov A. D.** Stability of supersonic boundary layer under the influence of heavy gas injection: experimental study. *Thermophysics & Aeromechanics*, 2018, vol. 25, no. 2, p. 183–190.
15. **Lysenko V. I., Gaponov S. A., Smorodsky B. V., Ermolaev Y. G., Kosinov A. D., Semionov N. V.** Combined influence of coating permeability and roughness on supersonic boundary layer stability and transition. *JFM*, 2016, vol. 798, p. 751–773.
16. **Gaponov S. A., Smorodsky B. V.** Influence of surface sublimation on supersonic boundary layer properties. *Siberian Journal of Physics*, 2019, vol. 14, no. 1, p. 25–39. (in Russ.)
17. **Gaponov S. A., Smorodsky B. V.** Supersonic boundary layer stability on the sublimation surface. In: AIP Conference Proceedings: High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM-2019): Proceedings of the XXVI Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter,

- dedicated to the 150th anniversary of the birth of S. A. Chaplygin (Novosibirsk, 3–5 Apr. 2019). S. I.: AIP Publishing, 2019, vol. 2125, p. 030103 (11).
18. **Gaponov S. A., Semenov A. N., Smorodsky B. V.** Influence of surface sublimation on boundary layer stability at high Mach number. *Journal of Physics: Conference Series*, 2019, vol. 1404, p. 012079.
 19. **Gaponov S. A., Petrov G. V.** Stability of the boundary layer with nonequilibrium gas dissociation. Novosibirsk, Nauka, 2013. (in Russ.)
 20. **Polezhaev Yu. V., Yurevich F. B.** Thermal protection. Moscow, Energiya, 1976. (in Russ.)
 21. **Hirschfelder J. O., Curtiss C. F., Bird R. B.** Molecular Theory of Gases and Liquids. New York, Wiley, 1954.
 22. **Dorrance W. H.** Viscous hypersonic flow. New York, McGraw-Hill, 1962.
 23. **Fomin V. M., Kharitonov A. M., Maslov A. A., Shiplyuk A. N., Shumskii V. V., Yaroslavtsev M. I., Zvegintsev V. I.** Hypersonic Short-Duration Facilities for Aerodynamic Research at ITAM, Russia. In: *Experimental Methods of Shock Wave Research*. Berlin, Heidelberg, New York, Springer Verlag, 2016, vol. 9, p. 315–346.
 24. **Bosheniatov B. V., Zatuloka V. V., Yaroslavtsev M. I.** Investigation of laminar boundary layer transition into turbulent state in pulsed hypersonic wind tunnel IT-302 at Mach numbers 8–11.5. In: *Aerophysical Research*. Novosibirsk, ITAM SB AS USSR, 1973, p. 89. (in Russ.)
 25. **Antonov A. S., Bosheniatov B. V., Zatuloka V. V.** Laminar-turbulent transition and separation of hypersonic boundary layer at high Reynolds numbers. In: *Gas dynamics and physical kinetics*. Novosibirsk, ITAM SB AS USSR, 1974, p. 83–85. (in Russ.)

Материал поступил в редколлегию
Received
03.02.2020

Сведения об авторах / Information about the Authors

Лысенко Владимир Иванович, доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича, (Новосибирск, Россия)

Vladimir I. Lysenko, Doctor of Science (Physics and Mathematics), Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

vl@itam.nsc.ru

Гапонов Сергей Александрович, доктор физико-математических наук, главный научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск, Россия)

Sergey A. Gaponov, Doctor of Science (Physics and Mathematics), Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

gaponov@itam.nsc.ru

Смородский Борис Владимирович, кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича (Новосибирск, Россия)

Boris V. Smorodsky, Candidate of Science (Physics and Mathematics), Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

smorodsk@itam.nsc.ru

Косинов Александр Дмитриевич, доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник, заведующий лабораторией, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича (Новосибирск, Россия)

Alexander D. Kosinov, Doctor of Science (Physics and Mathematics), head of laboratory of Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

kosinov@itam.nsc.ru

Ярославцев Михаил Иванович, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича, (Новосибирск, Россия)

Mikhail I. Yaroslavtsev, Candidate of Science (Technical), Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

yaroslav@itam.nsc.ru