УДК 532.526

Методы экспериментального исследования неустойчивости Гёртлера в пограничных слоях (обзор)*

Т.А. Гимон, С.В. Лукашевич, С.О. Морозов, А.Н. Шиплюк

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

E-mail: bobarykina@ngs.ru

Приводится обзор методов экспериментального исследования вихрей Гёртлера в пограничных слоях. Представлены модели, использующиеся для изучения неустойчивости Гёртлера, и описаны основные способы генерации вихрей Гёртлера. Показано, что самопроизвольное неконтролируемое возникновение вихрей Гёртлера порождается шероховатостями поверхности модели (особенно в области передней кромки плоской модели) и возмущениями набегающего потока. Описаны эффективные способы введения контролируемых стационарных и нестационарных возмущений, генерирующих вихри Гёртлера в пограничном слое. Представлены методы экспериментальных измерений параметров пограничного слоя в присутствии вихрей Гёртлера, показаны диагностические возможности этих методов, а также описаны полученные с их применением основные научные результаты.

Ключевые слова: пограничный слой, ламинарно-турбулентный переход, неустойчивость Гёртлера, вихри Гёртлера, возбуждение вихрей, методы измерений.

Введение

Фундаментальной проблемой аэродинамики летательного аппарата является ламинарно-турбулентный переход пограничного слоя (Морозов и др. 2018; Кочарин и др., 2019; Морозов, Шиплюк, 2020*a*; Морозов, Шиплюк, 2020*b*; Иванов и др., 2020; Lysenko et al., 2021). Ламинарно-турбулентный переход в случае относительно малых начальных возмущений состоит из трех стадий: восприимчивости, линейной стадии роста возмущений в пограничном слое и нелинейной стадии роста возмущений с переходом в турбулентность (Boiko et al., 2019). В процессе восприимчивости внешние возмущения, которые представляют собой акустические, вихревые или энтропийные пульсации, преобразуются в собственные возмущения пограничного слоя с некоторыми начальными амплитудами, фазами и частотами. Далее происходит экспоненциальное развитие нарастающих возмущений, которое описывается линейной теорией устойчивости, при этом возмущения развиваются независимо. При достижении определенных критических амплитуд начинаются нелинейные взаимодействия возмущений, которые приводят к появлению турбулентности.

^{*} Исследование выполнено за счет гранта РНФ (проект № 21-19-00393).

[©] Гимон Т.А., Лукашевич С.В., Морозов С.О., Шиплюк А.Н., 2022

Внешние сдвиговые течения в случае возникновения кривизны линий тока, в том числе в пограничных слоях на вогнутых поверхностях, могут быть неустойчивыми по отношению к вихрям Гёртлера. Это явление характеризуется безразмерным параметром, называемым числом Гёртлера:

$$G = \frac{U_e \theta}{v_e} \left(\frac{\theta}{R}\right)^{1/2} = \operatorname{Re}_{\theta} \left(\frac{\theta}{R}\right)^{1/2}, \qquad (1)$$

где $v_{\rm e}$ — кинематическая вязкость, R — радиус кривизны линии тока (поверхности мо-

дели),
$$\theta = \int_{0}^{\infty} \frac{\rho U}{\rho_{\rm e} U_{\rm e}} \left(1 - \frac{U}{U_{\rm e}}\right) dy$$
 — толщина потери импульса, U — скорость течения, ρ —

плотность газа, Re_{θ} — число Рейнольдса, определенное по θ ; индекс «е» используется для обозначения параметров на границе пограничного слоя. В качестве характерного размера вместо толщины потери импульса часто используется толщина пограничного

слоя δ , а также толщина вытеснения $\delta^* = \int_0^\infty \left(1 - \frac{\rho U}{\rho U_e}\right) dy$. Здесь и далее x — продольная

поверхности пространственная координата, направленная по потоку, *у* — нормальная координата к поверхности, *z* — продольная поверхности координата, направленная поперек потока.

Дисбаланс центробежных сил и сил давления в профиле пограничного слоя на вогнутой поверхности, характерный для неустойчивости Гёртлера, приводит к тому, что низкоскоростные частицы газа движутся от поверхности к внешнему потоку, а высокоскоростные частицы, наоборот, перемещаются к поверхности (см. рис. 1). В результате формируются пары вращающихся в противоположных направлениях продольных вихревых структур, называемых вихрями Гёртлера (Saric, 1994).

Линейная теория в локально-параллельном приближении (Floryan, Saric, 1982; El-Hady, Verma, 1982) позволяет прогнозировать кривые нейтральной устойчивости зависимости критического числа Гёртлера от поперечного волнового числа β , обычно нормированного на θ , — которые разделяют области нарастания и затухания стационарных возмущений. Для нестационарных возмущений нейтральная поверхность устойчивости определяется в трехмерном пространстве (G, β , F) (Boiko et al., 2017), где $F = 2\pi f v_e / U_e \cdot 10^6$ — частотный параметр, f — частота возмущения.

Следует отметить, что применение локального подхода при рассмотрении линейной устойчивости сдвиговых течений по отношению к вихрям Гёртлера оправдано только при больших поперечных волновых числах (Hall, 1983). При значениях G и β порядка единицы и менее непаралельностью течения в нарастающем пограничном слое нельзя пренебречь, из чего следует, что характер развития вихрей Гёртлера приобретает зависи-



мость от продольной координаты x. Также следует учитывать влияние начальных условий и предыстории развития вихрей Гёртлера. Поэтому определение единственной кривой нейтральной устойчивости для малых G и β не имеет практического значения. В этом случае наиболее точный подход,

Рис. 1. Вихри Гёртлера в пограничном слое на вогнутой поверхности.

позволяющий проследить развитие вихрей Гёртлера с самого начала, состоит в постановке проблемы восприимчивости, при решении которой можно рассматривать только наиболее растущие вихри (Boiko et al., 2017).

В рамках локального подхода в линейной теории рост и затухание возмущений определяется мнимой частью продольного волнового числа α_i . Для любого продольного положения *x* полное нарастание амплитуды возмущений *A* определяется как

$$N = \ln\left(\frac{A}{A_0}\right) = \int_{x_0}^x \alpha_i \, dx,\tag{2}$$

где интегрирование производится от начальной точки роста ($x = x_0$), соответствующей нейтральной устойчивости ($\alpha_i = 0$).

При достижении достаточной амплитуды вихри Гёртлера могут приводить к ламинарно-турбулентному переходу, а также влиять на переход косвенно, создавая условия для возникновения вторичной неустойчивости. Поэтому исследование неустойчивости Гёртлера имеет большую фундаментальную и практическую важность. Однако неустойчивость Гёртлера до настоящего времени остается недостаточно изученной ввиду малости амплитуд возмущений и связанными с этим техническими ограничениями в их экспериментальных исследованиях. При этом экспериментальное определение количественных характеристик развития вихрей Гёртлера необходимо для валидации теоретических и численных моделей ламинарно-турбулентного перехода пограничных слоев на вогнутых поверхностях. В настоящей работе приводится обзор представленных в литературе методов экспериментального исследования вихрей Гёртлера в пограничных слоях на вогнутой поверхности (на линиях тока).

Экспериментальные модели

Для экспериментального исследования неустойчивости Гёртлера в пограничном слое необходимо спроектировать тестовую модель, при обтекании которой будут создаваться условия, приводящие к нарастанию вихрей Гёртлера. Критическое число Гёртлера определяется единичным числом Рейнольдса Re_1 , θ , R и температурным фактором $T_{\rm w}/T_0$, где $T_{\rm w}$ — температура поверхности модели, T_0 — полная температура невозмущенного потока. Для примера на рис. 2 показаны контуры постоянной степени роста

 $(-\alpha_i = \text{const})$ в плоскости (G, β) для пограничного слоя Блазиуса на теплоизолированной пластине, где число Гёртлера G определено по формуле (1), степени роста $-\alpha_i$ и волновые числа β нормированы на толщину потери импульса θ . Видно, что бо́льшие степени роста лежат в области бо́льших G.

Для экспериментов с заданными параметрами потока (скорость потока, температура и единичное число Рейнольдса Re₁)

Рис. 2. Контуры постоянной степени роста (- α_i) вихрей Гёртлера в плоскости (G, β) для пограничного слоя Блазиуса на теплоизолированной пластине при числе Maxa M = 3.



геометрия модели, определяющая G, разрабатывается в зависимости от целей исследования. Как видно из соотношения (1), увеличение G может быть достигнуто за счет увеличения толщины потери импульса θ , а также за счет уменьшения радиуса кривизны линий тока (или поверхности модели) *R*. Причем увеличение θ приводит к большему влиянию на G (как степень 3/2), чем уменьшение *R* (как степень -1/2).

На рис. З представлен схематичный вид типичных моделей, встречающихся в литературе по исследованию вихрей Гёртлера. Наиболее часто используются модели, представляющие собой пластину с вогнутой поверхностью (рис. 3a) с постоянным радиусом кривизны (Tani, 1962; De Luca et al., 1993; Flaherty, Austin, 2010; Иванов и др., 2012; Иванов и др., 2014; Wang et al., 2018). Для заданного потока увеличение толщины вытеснения может быть достигнуто увеличением длины модели L, а также введением перед вогнутой областью плоской пластины длиной L_1 . Типичные числа Гёртлера, реализующиеся на таких моделях, составляют G ~ 10. Следует отметить, что для сравнения с локально-параллельной линейной теорией устойчивости желательно проводить исследования в безградиентных условиях. Для этого при дозвуковых скоростях потока используется адаптивная ложная стенка (Tani, 1962; Boiko et al., 2010; Иванов и др., 2012; Иванов и др., 2014;), поверхность которой устанавливается практически параллельно с поверхностью модели над её криволинейным участком, чем обеспечивается безградиентное течение в области исследований.

Для сжимаемого потока анализ устойчивости полей течения Гёртлера показывает два основных результата. Критическое число Гёртлера увеличивается с увеличением числа Maxa (Kobayashi, Kohama, 1977; El-Hady, Verma, 1984; Hall, Malik, 1989). Инкременты роста вихрей Гёртлера уменьшаются с увеличением числа Maxa (Spall, Malik, 1989). Кроме того, ожидается, что вихри Гёртлера будут меньше в сжимаемых полях течения из-за более тонкого пограничного слоя (Ciolkosz, Spina, 2006). При сверхзвуковых скоростях потока получить большие числа Гёртлера (G ~ 100) возможно с использо-



 Рис. 3. Схематичный вид моделей, применяющихся для исследования вихрей Гёртлера. Черным цветом обозначена поверхность модели, синим — линии тока, зеленым — ударная волна.
 а — пластина с вогнутой поверхностью, b — плоская рампа с углами сжатия, с — пластина с исследуемым пограничным слоем (снизу) и генератор ударной волны (сверху), d — конус с вогнутой поверхностью.

ванием модели в виде плоской рампы с одним или несколькими углами сжатия (рис. 3*b*); Aymer de la Chevalerie et al., 1997; Schrijer, 2010; Zhuang et al., 2017; Chuvakhov, Radchenko, 2020). Геометрия такой модели задается длинами *L* и углами клина φ , отмеченными на рисунке, при определенных значениях которых возникает отрыв пограничного слоя (Cao et al., 2020). Линии тока вне отрыва располагаются по касательной к отрыву (Roghelia et al., 2017). С помощью методов прямого численного моделирования авторы (Cao et al., 2020) показали, что число Гёртлера возрастает с увеличением угла наклона и единичного числа Рейнольдса и уменьшается с увеличением числа Маха и температуры стенки T_w .

Формирование отрывного течения возможно в результате взаимодействия косой ударной волны с пограничным слоем (рис. 3c). В результате такого взаимодействия (Gaetano et al., 2020) на пластине наблюдался отрыв пограничного слоя, и кривизна линии тока над отрывом потока обеспечивала числа Гёртлера на 1-2 порядка больше по сравнению с данными типичных экспериментов на вогнутой пластине. В такой конфигурации геометрия описывается условным параметром, характеризующим интенсивность ударной волны, а также длиной плоской пластины L.

Рассмотренные выше плоские модели имеют некоторые недостатки. Во-первых, при их изготовлении требуется обеспечить высокое качество поверхности в области передней кромки. Во-вторых, плоские модели подвержены влиянию краевых эффектов, что уменьшает размеры изучаемой области и затрудняет исследования. Осесимметричные модели (рис. 3*d*) не подвержены влиянию краевых эффектов. Они, как правило, представляют собой конус с вогнутой поверхностью и характеризуются набором следующих параметров: угол полураствора конуса φ , длина модели *L*, положение *L*₁ и радиус закругления переходной части *r*, угол поворота φ_1 и радиус кривизны поверхности *R* (Portoni, 2019). Большое число геометрических параметров модели усложняет стандартизацию и анализ получаемых для таких моделей результатов. Данные модели разрабатывались и применялись в исследованиях, проводимых с помощью прямого численного моделирования (Li et al., 2018; Hollender et al., 2019; Dwivedi et al., 2020).

Генерация возмущений

Важным аспектом в экспериментальных исследованиях является задача генерации возмущений, которые в условиях неустойчивости Гёртлера приведут к возникновению вихрей. В эксперименте всегда присутствуют внешние возмущения потока, которые могут стать причиной самопроизвольного возникновения вихрей Гёртлера в присутствии кривизны линий тока. В условиях, соответствующих точкам роста (рис. 2) в экспериментах (Bippes, Görtler, 1972; Swearingen, Blackwelder, 1987; Volino, Simon, 1996; Иванов и др., 2014; Wang et al., 2017), наблюдаются волновые структуры, характеризующиеся постоянством среднего значения поперечного волнового числа β . Однако теория не предсказывает, какое именно волновое число β действительно соответствует данному радиусу кривизны и заданным условиям эксперимента (Florian, Saric, 1982). Отсутствие выделенного волнового числа подтверждается экспериментальными данными (Bippes, Görtler, 1972). Рост, а также механизм выбора длины волны вихрей Гёртлера полностью регулируются процессом восприимчивости (Denier et al., 1991; Bassom, Hall, 1994).

Поскольку безразмерное волновое число β нормируется на θ (или δ), это приводит к его изменению вдоль продольной оси *x*. Для удобства исследований вводят безразмерный параметр длины волны Λ , который постоянен в направлении потока:

$$\Lambda = \frac{U_{\rm e}\lambda}{V_{\rm e}} \left(\frac{\lambda}{R}\right)^{1/2},\tag{3}$$

где *\lambda* — размерная длина волны вихрей Гёртлера.

Для некоторого диапазона параметров в плоскости (G, *β*) линия максимума степени роста параллельна линии Λ = const, из чего следует, что вихрь Гёртлера с данной Λ (λ) нарастает быстрее других вихрей (Aymer de la Chevalerie et al., 1991). Однако в экспериментах с неконтролируемыми возмущениями доминировать могут вихри с другой длинной волны (De Luca et al., 1993). Это объясняется следующим: любой внешний фактор, воздействующий на поток, может повлиять на активацию механизма неустойчивости. Более того, любой внешний фактор, воздействующий на поток после активации механизма неустойчивости и до того, как эффекты его действия станут заметными, может привести к возникновению почти любого волнового числа (Florian, Saric, 1982). Теоретический анализ (Hall, 1983; Hall, Lakin, 1988; Xu et al., 2020) и эксперименты (Bippes, 1972; Swearingen, Blackwelder, 1987; Kottke, Mpourdis, 1987; Borodulin et al., 2018) показывают, что начальное состояние потока критически важно для описания эволюции вихрей Гёртлера. Элементы естественной шероховатости поверхности также могут играть ключевую роль в усилении вихрей Гёртлера определенной длины волны (Bippes, 1972; Floryan, Saric, 1982; Juliano et al., 2008). Изучению влияния указанных факторов с целью подавления неустойчивости Гёртлера посвящен цикл работ (Beckwith, Holley, 1982; Beckwith et al., 1983; Chen, Wilkinsont, 1993), направленных на создание малошумных аэродинамических труб. В этих работах показано, что неравномерности потока и шероховатости поверхности (от 1 мкм (Chen, Wilkinsont, 1993)), возникающие в процессе изготовления моделей, приводят к неконтролируемому образованию вихрей Гёртлера, а наложение других неустойчивостей еще больше усложняет экспериментальное исследование явления.

В работе (Swearingen, Blackwelder, 1987) было показано, что длину волны доминирующих вихрей Гёртлера можно задавать путем возмущения набегающего потока на длинах волн, близких к собственным значениям нарастающих вихрей Гёртлера для данных экспериментальных условий. Это дает возможность осуществлять внешнее возбуждение с известными частотами и пространственным масштабом, что является более удобным для исследования развития вихрей Гёртлера. При этом длина волны вихрей Гёртлера задается набором неровностей поверхности периодических по размаху экспериментальных моделей (Tani, Sakagami, 1964; Swearingen, Blackwelder, 1986) или вводимыми возмущениями параметров потока (Bippes, Görtler, 1972; Aihara et al., 1985; Tandiono et al., 2013).

Наиболее часто стационарные возмущения в экспериментах вводятся посредствам неоднородностей поверхности стенки (Schrijer, 2010; Huang et al., 2021) или передней кромки модели (Ginoux, 1969; Aymer De la Chevalerie et al., 1997), а также наборов тонких возмущающих поток струн или пластинок, размещенных рядом с передней кромкой модели (Aihara et al., 1985; Ajakh et al., 1999; Toe et al., 2002; Mitsudharmadi et al., 2004; Mitsudharmadi et al., 2005; Mitsudharmadi et al., 2006; Tandiono et al., 2013). В работах (Denier J.P. et al., 1991; Bassom A.P., Hall P., 1991; Sescu, Thompson, 2015) исследовалось влияние формы и размера (высоты и диаметра) элементов неровности поверхности на возбуждение и развитие возмущений типа вихрей Гёртлера. Численные исследования (Sescu, Thompson, 2015) показали, что колоколообразные неровности поверхности с большей вероятностью способны возбудить вихри Гёртлера, чем элементы неровности с острыми краями (например, цилиндрические), а увеличение высоты неровности k (до значения порядка толщины вытеснения) приводит к увеличению амплитуды вихрей Гёртлера для обоих типов формы неровности. В работе (Chuvakhov, Radchenko, 2020) наблюдалось практически линейное увеличение амплитуды колебаний в направлении z теплового потока на поверхности рампы с углом сжатия (в условиях турбулентного пограничного слоя) с увеличением высоты неровности до тех пор, пока отношение высоты неровности k к толщине пограничного слоя δ не достигало значения приблизительно 0,8. При бо́льших величинах k/δ_k увеличение высоты неровностей не приводило к росту амплитуды колебаний теплового потока. Минимальная высота неровности, способная генерировать вихри Гёртлера, кажется, может быть сколь угодно малой. Для определения минимальной высоты неровности, приводящей к образованию вихрей Гёртлера, как правило, проводят экстраполяцию данных на малые размеры неровностей (Ginoux, 1969; Chuvakhov, Radchenko, 2020), поскольку ее истинный размер можно определить только в идеальных условиях потока в отсутствие внешних возмущений. Так, в работе (Chuvakhov, Radchenko, 2020) естественные возмущения, близкие к доминирующей длине волны, генерируемые шероховатостями передней кромки (0,8 мкм), а также наличием уступов на поверхности модели (<10 мкм, $k/\delta_k \sim 0,007$), преобладали над вихрями, вызванными искусственно создаваемыми неровностями при $k/\delta_k < 0,2$. В работе (De la Chevalerie et al., 1997) вихри типа Гёртлера генерировались неровностью передней кромки модели, имеющей синусоидальную форму ($\lambda = 2$ мм, амплитуда 0,5 мм, неконтролируемая шероховатость до 60 мкм). При этом отношение длины волны вихрей к толщине ламинарного пограничного слоя в области максимума теплового потока варьировалось от 1 до 4. Эксперименты и расчеты показали, что вводимые таким образом возмущения не приводят к появлению синусоидальных колебаний теплового потока на поверхности в направлении z, при этом возникали колебания с различной амплитудой максимумов и минимумов.

В работах (Mitsudharmadi et al., 2004; Mitsudharmadi et al., 2005) для генерации вихрей Гёртлера в дозвуковом пограничном слое на вогнутой поверхности использовались проволочки, расположенные в свободном потоке перед моделью. Они размещались ортогонально поверхности, в плоскости, перпендикулярной потоку. Расстояние между проволочками определяло длину волны вводимых возмущений. Было показано, что таким образом вводимые возмущения порождают вихри Гёртлера. При этом в нелинейной стадии развития неустойчивости Гёртлера может происходить расщепление и слияние вихрей, в случаях когда длина волны вводимых контролируемых возмущений соответственно в два раза больше или меньше доминирующей длины волны вихрей Гёртлера. В работе (Görtler H., 1954) Гёртлер предсказал наличие критического значения Λ, ниже которого вихри должны затухать из-за вязких эффектов, рассеиваясь прежде, чем их можно было бы усилить в достаточной степени, чтобы их можно было обнаружить. Линейная теория предсказывает, что в развитии вихревого течения Гёртлера в конечном итоге будет преобладать наиболее усиленная длина волны (Floryan, 1991; Luchini, Bottaro, 1998).

Таким образом, можно заключить, что использование периодических по размаху неровностей поверхности или ввод возмущений в набегающий поток является эффективным методом порождения вихрей Гёртлера. Однако ввиду трудности измерения характеристик стационарных возмущений в экспериментах, как правило, увеличивают амплитуду возмущений. Как известно, большие амплитуды (более 1 %) приводят к нелинейным эффектам и к отклонению законов развития возмущений от линейной теории

Гимон Т.А., Лукашевич С.В., Морозов С.О., Шиплюк А.Н.

устойчивости (Бойко и др., 2010). Нелинейный рост возмущений развивается довольно быстро, и переход к турбулентности происходит в короткие сроки. Использование в экспериментах контролируемых нестационарных возмущений вместо стационарных дает большие преимущества. Применение методов осреднения по ансамблю реализаций, а также Фурье-анализа измеряемых сигналов позволяет получить большую величину соотношения сигнал/шум и с большей точностью измерить характеристики вихрей Гёртлера для очень малых амплитуд (десятые и сотые доли процента от скорости потока). В работе (Бойко и др., 2010) был предложен способ генерации нестационарных вихрей Гёртлера при малых дозвуковых скоростях, который заключается в создании на поверхности слабых периодических возмущений потока типа вдув/отсос. Другим способом (Иванов и др., 2014) введения возмущений явилось создание ряда локализованных вибраторов в виде набора одинаковых эластичных круглых мембран, расположенных с фиксированным шагом вдоль размаха модели на предельно близком расстоянии друг от друга. Колебание соседних мембран (диаметром 4 или 6 мм) в противофазе позволило возбуждать возмущения с поперечными длинами волн 8 и 12 мм соответственно. Частота колебаний составляла 0,5-20 Гц, отношение амплитуды к толщине пограничного слоя $k/\delta = 0.02 - 0.04$. Возмущения, вводимые в пограничный слой, представляли собой стоячие волны в направлении размаха модели, которые можно описать как суперпозицию двух гармонических волн одной амплитуды и частоты, бегущих в противоположных направлениях вдоль трансверсальной оси z. Начальные амплитуды нестационарных вихрей Гёртлера в месте расположения источника составляли 0,01-0,1 % от параметров набегающего потока. Вводимые контролируемые возмущения низких частот (0,5÷2 Гц) при дозвуковой скорости потока (около 10 м/с) имели продольную длину волны (вдоль направления линий тока), в несколько раз превышающую размеры экспериментальной модели, и с физической точки зрения соответствовали стационарным. Применение таких квазистационарных возмущений дает возможность исследовать линейную стадию развития стационарной неустойчивости Гёртлера. В пограничном слое эти возмущения преобразовывались в дальнем поле источника в нестационарную (или квазистационарную) первую дискретную моду неустойчивости Гёртлера.

Методы экспериментального исследования и получаемые результаты

Основные методы экспериментального исследования вихрей Гёртлера можно разделить на два вида. Это панорамные (оптические) методы визуализации течения и методы, основанные на точечных зондовых измерениях параметров потока. Преимуществом первых является получение данных во всем поле течения в одном пуске установки, а также отсутствие возмущений, вносимых измерительными зондами. Вторые отличаются относительной простотой реализации, высокой точностью, чувствительностью и информативностью получаемых данных.

Визуализация течений

Методы поверхностной визуализации структуры течений заключаются в нанесении смеси микрочастиц и текучего вещества на поверхность модели для получения интегральных по времени картин течения. Это позволяет выявлять (в случае возникновения) стационарную неустойчивость Гёртлера и определять поперечное волновое число β доминирующих возмущений. Первое прямое экспериментальное свидетельство существования стационарных вихрей Гёртлера было получено в работе (Gregory, Walker, 1956)

с помощью фарфорово-глиняной (каолиновой) визуализации потока. В дальнейшем наличие стационарных вихрей Гёртлера было зафиксировано с помощью сажемасляной визуализации на внутренней поверхности сопел (Beckwith, Holley, 1981), на поверхности искривленной модели (Ciolkosz, Spina, 2006), на поверхности прямоугольной рампы (Schrijer, 2010) и др. В работе (Ciolkosz, Spina, 2006) визуализация сжимаемого (М = $= 1,06-2.87; 4,18\cdot10^7 < \text{Re}_1 < 5,96\cdot10^7$) течения на поверхности модели проводилась путем окрашивания модели смесью керосина и сажи. Модель представляла собой искривленную пластину (рис. $3a, L_1 = 0, R = 25,4$ и 50,8 см). Полученные снимки картины поверхностного течения подвергались графической обработке для выделения побитового контрастного изображения в виде чередующихся полос. Непрерывность и периодичность полос свидетельствовали о существовании вихрей Гёртлера. С помощью статистического анализа полученных результатов для сжимаемых течений было подтверждено, что вихри Гёртлера возникают при тех параметрах набегающего потока, для которых линейная теория устойчивости предсказывает рост вихрей Гёртлера (El-Hady, Verma, 1984; Tumin, Chernov, 1988) и определено критическое число Гёртлера G = 5. Было обнаружено, что размерная длина волны вихря Гёртлера не зависит от числа Маха, числа Гёртлера и радиуса кривизны поверхности.

Для визуализации явлений, происходящих в самом потоке газа, исследуемую область засевают оптически непрозрачными частицами. Частицы захватываются течением и в условиях возникновения неустойчивости Гёртлера выстраиваются в продольные вихревые структуры. В работе (Swearingen, Blackwelder, 1987) использовалась дымовая визуализация течения. Метод заключался в резистивном нагреве тонкой проволоки, предварительно покрытой машинным маслом. Отдельные шарики масла, испаряясь, сносились потоком и образовывали поверхность, состоящую из множества дымовых волокон, расположенных на некоторой высоте в дозвуковом пограничном слое. Данным методом были визуализированы вихревые структуры, которые развивались в продольном направлении, становились неустойчивыми и распадались на полностью турбулентный поток. При этом длина волны вихря хотя и имела некоторый разброс, но оставалась примерно постоянной. Разрушение вихрей происходило при разных продольных координатах *х* вследствие случайного распределения интенсивности возмущений набегающего потока перед передней кромкой модели.

В работах (Wang et al., 2018; Huang et al., 2021) для объемной визуализации течения применялся метод лазерного рассеяния на твердых частицах. Он основан на рэлеевском рассеянии лазерного луча на малых частицах, что дает возможность отслеживать флуктуации мелкомасштабной турбулентности сверхзвукового потока. В работе (Wang et al., 2018) в поток вводились частицы оксида титана TiO_2 с эффективным диаметром 42,5 нм. Использование высокосортных систем диагностики (лазерной системы Nd:YAG с длиной волны 532 нм, максимальной энергией импульса 520 мДж, длительностью импульса 6 ± 1 нс, толщиной лазерного ножа на перетяжке около 0,2 мм, 8-битной ССD-камерой IMPERX Bobcat B4020) и системы синхронизации позволило визуализировать развивающиеся полосчатые структуры в сверхзвуковом пограничном слое на модели (рис. 3*a*, $L_1 = 250$ мм, R = 113 и 908 мм) в трех плоскостях. В работе (Huang et al., 2021) в подогреватель рабочего газа малошумной гиперзвуковой аэродинамической трубы подавался газообразный CO₂, который десублимировался вследствие очень низкой статической температуры в рабочей части (менее 70 K) и образовывал мельчайшие твердые частицы в набегающем потоке. Расход инжектируемого газа CO₂ варьировался от 1 до 4 %

суммарного расхода рабочего газа трубы. Это позволило визуализировать развивающееся течение в гиперзвуковом пограничном слое на модели при числе Маха M = 6,5 (рис. 3a, $L_1 = 50$ мм, L = 250 мм, R = 800 мм), содержащее полосчатые структуры, трехмерные волны, шпилевидные и грибообразные структуры. Длины волн развивающихся вихревых структур распределились случайным образом (средний размер 7 мм) и мало изменялись с увеличением единичного числа Рейнольдса ($4,0\cdot10^6 < \text{Re}_1 < 8,5\cdot10^6$). Было показано, что неустойчивость Гёртлера способствует усилению трехмерных волн и образованию локализованного сдвигового слоя вокруг их границы раздела, что приводит к появлению шпилевидных вихрей и грибовидных структур.

Широкое распространение, особенно в сверхзвуковых потоках, получили панорамные методы измерения тепловых потоков на поверхности модели. Они заключаются в измерении температуры поверхности модели с помощью инфрокрасной камеры (De Luca et al., 1993; Aymer de la Chevalerie et al., 1997; Schrijer, 2010; Roghelia et al., 2017; Gaetano et al., 2020) или с использованием чувствительных к температуре красок (метод TSP, Temperature Sensitive Paints) (Чувахов и др., 2017; Chuvakhov, Radchenko, 2020; Gonzales et al., 2020). В случае инфракрасной визуализации модели изготавливаются из материалов с низким коэффициентом температуропроводности, а для метода TSP покрываются тонким слоем полимера, содержащего молекулы люминофора. Люминофор возбуждается светом соответствующей длины волны, а интенсивность люминесценции, зависящая от температуры, измеряется с помощью цифровых камер. Указанные методы позволяют получить количественные данные о распределении вдоль поверхности модели числа Стентона, что дает возможность наблюдать за состоянием пограничного слоя (ламинарное или турбулентное), положением ламинарно-турбулентного перехода, ростом стационарных возмущений с большими амплитудами, а также позволяет определить поперечное волновое число β доминирующих возмущений. В работе (De Luca et al., 1993) в потоке с числом Маха M = 7 и единичным числом Рейнольдса $0,89 \cdot 10^7 \,\mathrm{m}^{-1} < \mathrm{Re}_1 < 10^{-1}$ $< 1,91 \cdot 10^7$ м⁻¹ на поверхности модели (рис. 3a, $L_1 = 50 - 100$ мм, L = 170 - 200 мм, R = 1000 - 2000 мм) было обнаружено, что колебания коэффициента теплоотдачи стенок (числа Стентона) находятся в диапазоне от 20 до 30 % относительно среднего значения по размаху. Такое же колебание теплового потока (до 30 %) было экспериментально получено в исследовании (Чувахов и др., 2017) на поверхности рампы ($\varphi = 15^\circ, 25^\circ, L_1 =$ = 50, 150 мм) при числе Маха M \approx 8 (Re_L = 0,15 \cdot 10⁶ \div 2,55 \cdot 10⁶). Автором (Schrijer, 2010) были получены распределения тепловых потоков на поверхности рампы с двумя углами сжатия (рис. 3b, $\varphi = 15^{\circ}$, $\varphi_1 = 45^{\circ}$, $L_1 = 0$, $L_2 = 93$ мм) и обнаружено, что скорость роста вихрей, определяемая как отношение флуктуаций теплового потока в направлении размаха модели при отрыве и повторном присоединении течения, уменьшается с ростом числа Гёртлера. В работе (Чувахов и др., 2017) было установлено, что малое притупление передней кромки существенно уменьшает как максимальные значения числа Стэнтона в области присоединения, так и амплитуды его колебаний в поперечном направлении, вызванные продольными вихрями. Это обусловлено тем, что при наличии малого притупления головная ударная волна отходит от передней кромки пластины и от модели в целом. Формирование за областью притупления высокоэнтропийного слоя приводит к уменьшению градиентов газодинамических величин.

Методы TSP также могут применяться для диагностики нестационарных течений при использовании измерительной аппаратуры и покрытий с малым временем отклика. Так, в работе (Gonzales et al., 2020) разрабатывались визуализирующие покрытия —

термочувствительные краски (AATSP, Anodized Aluminum Temperature Sensitive Paints), анодированные алюминием, что значительно уменышало время отклика (до 30 мкс). Была показана возможность применения метода для исследования неустойчивости Гёртлера.

Следует отметить, что современное состояние диагностических систем позволяет использовать панорамные методы визуализации только для исследования поздних стадий развития вихрей Гёртлера. Измеренные в перечисленных работах длины волн вихрей Гёртлера находились в области неустойчивости на диаграмме (G, β), что позволяло определить неустойчивость Гёртлера как механизм, приводящий к ламинарно-турбулентному переходу.

Зондовые методы

Количественные данные о скорости/числе Маха потока, в том числе для линейной стадии развития неустойчивости, можно получить с использованием трубок Пито. С их помощью в работе (Tani, 1962) были впервые подробно измерены скорости несжимаемого потока в вихрях Гёртлера у поверхности вогнутой модели (рис. 3a, L_1 = 40 см, R = 5 м и $L_1 = 0$, R = 10 м) в дозвуковых ламинарном и турбулентном пограничных слоях при скоростях набегающего потока 3-20 м/с. Были получены распределение амплитуд колебаний скорости для вихрей Гёртлера и их поперечные волновые числа, которые показали хорошее согласование с теоретически предсказанными. В дальнейшем эти результаты широко использовались для сравнения с данными, полученными теоретически, численно и экспериментально (Florian, Saric, 1982; Swearingen, Blackwelder, 1987).

Однако такие ограничения, как возможность измерения только продольной компоненты скорости, а также требования об уменьшении диаметра трубки Пито для повышения точности измерений, с одной стороны, и об увеличении её диаметра для уменьшения времени измерения — с другой, затрудняют использование данного метода, что препятствует его широкому применению.

Наиболее распространенным методом измерений характеристик потока в вихрях Гёртлера является термоанемометрический метод. Малые размеры датчика (характерный диаметр чувствительного элемента — десятки микрон, длина — миллиметры), высокая чувствительность и частотный диапазон позволяют проводить подробные измерения скорости/массового расхода в до- и сверхзвуковых потоках для стационарной и нестационарной неустойчивости Гёртлера. Прямые термоанемометрические измерения (Swearingen, Blackwelder, 1987; Mitsudharmadi et al., 2005; Boiko et al., 2010) помогли существенно улучшить понимание процессов, связанных с неустойчивостью Гёртлера, и оценить ее влияние на ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое. Авторы работы (Swearingen, Blackwelder, 1987) использовали в измерениях гребенку, состоящую из 10 датчиков термоанемометра (платина/10 % родий, диаметр 2,5 мкм). Измерения проводились для среднеквадратичных пульсаций скорости от 1 %. Было обнаружено, что длина волны генерируемого естественным образом продольного вихря для параметров G = 5.6-8.6, 10^4 < Re < 4.10⁵, U_c = 2.5-10 м/с не зависит от размера (по размаху) испытательной секции, числа Рейнольдса и числа Гёртлера. Наблюдаемая длина волны составляла 2,3 см, что соответствует $\Lambda = 670$. Ламинарно-турбулентный переход наблюдался при G ≈ 9.

Применение х-образного датчика термоанемометра позволило авторам (Tandiono et al., 2013) измерить продольные и поперечные составляющие скорости в нелинейной области развития вихрей Гёртлера на модели, приведенной на рис. За (здесь R = 1 м),

и провести исследование вторичной неустойчивости. При этом разрешались пульсации скорости с амплитудой 1 %. В работе (Volino, Simon, 1996), профили средней продольной скорости, измеренные в дозвуковом переходном пограничном слое ($U_e = 16,5-20$ м/с, $3,5\cdot10^5 < \text{Re}_x < 4,7\cdot10^5$) на модели, изображенной на рис. 3a (при R = 97 см), имели точки перегиба и локальные минимумы. Вблизи данных минимумов распределения пульсаций продольной скорости и перемежаемости имели экстремумы. Это позволило установить, что возникновение турбулентности происходит во внешней части пограничного слоя, удаленной от стенки. Измеренные пульсации скорости имели амплитуду 8-18 % скорости на границе пограничного слоя. Погрешность измерения пульсаций скорости в данных экспериментах составляла 5 %.

Таким образом, применение зондовых методов диагностики течения позволяет получать количественные данные полей пульсаций скорости, что дает возможность исследовать закономерности развития течения в условиях неустойчивости Гёртлера. Однако описанные выше экспериментальные методы измерений характеристик потока применялись в основном для наблюдения только нелинейной фазы развития стационарных вихрей Гётлера с интенсивностью возмущений более 1 % (чаще более 10 %) ввиду невозможности регистрации малой величины полезного сигнала, характерной для линейной стадии развития вихрей Гёртлера. Впервые все характеристики линейной устойчивости пограничного слоя Блазиуса на вогнутой стенке к нестационарным и квазистационарным вихрям Гёртлера экспериментально получены в цикле работ (Бойко и др. 2010, Воіко et al., 2010; Иванов и др., 2014; Иванов и др., 2020) с помощью термоанемометрических измерений. Для исследования линейного развития вихрей Гёртлера применялся метод введения нестационарных и квазистационарных возмущений, описанный выше. В работах (Бойко и др. 2010; Boiko et al., 2010) обеспечивалась генерация вихрей с величинами возмущения продольной компоненты скорости (в конце области измерений), не превышающими 0,2-0,3 % от скорости потока U_e ($U_e = 3-15$ м/с) на модели (рис. 3a, $L_1 = 207$ мм, L = 800 мм, R = 8370 мм). Для определения порогов нелинейности последовательно увеличивались амплитуды возмущений до 10 %. Результаты показали, что порог нелинейности для вихрей Гёртлера составляет 4-6 % скорости невозмущенного потока. При меньших амплитудах моды неустойчивости Гёртлера развиваются по линейным законам и не взаимодействуют друг с другом. Для исследованных режимов $(\Lambda = 149, 274, 775, G = 10,3-17,3, F = 0,57-22,70)$ впервые было получено хорошее количественное согласование экспериментальных и теоретических инкрементов, а также других характеристик линейной устойчивости, включая собственные функции и фазовые скорости. Было определено, что нелокальная непараллельная теория лучше согласуется с экспериментом, чем параллельная (Boiko et al., 2010).

Выводы

Приведен обзор методов экспериментального исследования вихревых структур, развивающихся в условиях неустойчивости Гёртлера в пограничных слоях. Описаны параметры моделей, наиболее часто использующихся в экспериментах для порождения неустойчивости Гёртлера. Модели, представляющие собой криволинейную изогнутую пластину, обеспечивают получение числа Гёртлера G ~ 10 и могут быть использованы для исследования линейной и нелинейной стадий развития вихрей Гёртлера. Применение прямолинейной рампы с одним или несколькими углами сжатия в случае возникновения отрывного течения позволяют получить большие числа Гёртлера (G ~ 100), а пограничный слой в таком течении чаще всего является переходным или турбулентным. Самопроизвольное неконтролируемое возникновение вихревых структур порождается шероховатостями поверхности модели (особенно в области передней кромки плоской модели) и возмущениями набегающего потока. Для генерации стационарных возмущений используются периодические вдоль размаха модели неровности поверхности её стенки или тонкие проволоки и пластинки, расположенные в потоке перед моделью. Нестационарные возмущения порождаются вдувом/отсосом газа с поверхности или рядом локализованных вибраторов в виде набора эластичных мембран. Возможен квазистационарный ввод возмущений, когда за время изменения амплитуды возмущений они сносятся потоком на расстояние, большее длины модели. С физической точки зрения такой подход эквивалентен стационарному.

Применяемые методы экспериментальных измерений характеристик течения в пограничных слоях при наличии вихрей Гёртлера представляют собой панорамные (оптические) методы визуализации течения и методы, основанные на точечных зондовых измерениях параметров потока с помощью трубки Пито и термоанемометра. Ранние экспериментальные работы были в основном сосредоточены на поверхностной визуализации вихрей Гёртлера с целью подтверждения их существования. Применение методов, основанных на рэлеевском рассеянии лазерного луча на частицах, позволило наблюдать развивающуюся структуру вихрей Гёртлера в поздней нелинейной стадии развития в трех плоскостях. Инфракрасная визуализация и использование чувствительных к температуре красок дают возможность получать количественные данные о распределении вдоль поверхности модели тепловых потоков, что позволяет наблюдать состояние пограничного слоя (ламинарное или турбулентное), положение ламинарно-турбулентного перехода, рост стационарных возмущений с большими амплитудами, а также определять поперечное волновое число β доминирующих возмущений. Использование специальных визуализирующих покрытий с малым временем отклика, например, AATSP, дает возможность проводить диагностику нестационарных вихрей Гёртлера. Количественные данные о скорости/числе Маха потока, в том числе для линейной стадии развития неустойчивости, можно получить с использованием трубки Пито и термоанемометра, которые позволяют проводить подробные измерения скорости/массового расхода в до- и сверхзвуковых потоках для стационарной и нестационарной неустойчивости Гёртлера.

Основные получаемые в экспериментах количественные результаты заключаются в нахождении длины волны наиболее усиленных вихревых структур, а также в измерении изменений тепловых потоков вдоль поверхности моделей, и, как правило, относятся к поздней (нелинейной) стадии развития неустойчивости Гертлера. Данные о структуре течения в ранней (линейной и слабонелинейной) стадии развития получены в цикле работ с применением нестационарного и квазистационарного ввода возмущений при дозвуковом течении.

Обозначения

α — продольное волновое число,	<i>L</i> — длина модели, м,
β — поперечное волновое число,	λ — длина волны, м,
δ — толщина пограничного слоя, м,	$\Lambda - U_{ m e} \lambda / v_{ m e} \left(\lambda / R ight)^{1/2}$ — безразмерный параметр
$\delta^* = \int_0^\infty \left(1 - \frac{\rho U}{\rho U_e}\right) dy$ — толщина вытеснения, м,	длины волны, <i>R</i> — радиус кривизны поверхности модели
$\theta = \int_{0}^{\infty} \frac{\rho U}{\rho_{\rm e} U_{\rm e}} \left(1 - \frac{U}{U_{\rm e}} \right) dy$ — толщина потери	(линии тока), м, Re ₁ — единичное число Рейнольдса, м ⁻¹ , St — число Стентона,
импульса, м,	$T_{\rm w}$ — температура стенки модели (поверхности), К,

v — кинематическая вязкость, м ² /с,	T ₀ — полная температура невозмущенного потока, К,
ho — плотность газа, кг/м ³ ,	U — скорость течения, м/с,
G — число Гёртлера,	x, y и z — соответственно продольная, нормальная
f— частота. Ги.	и трансверсальная к стенке пространственные
	координаты,
$F = 2\pi f v_e / U_e \cdot 10^\circ$ — невязкий безразмерный	е (нижний индекс) — параметры на границе
частотный параметр,	пограничного слоя.

Список литературы

- Бойко А.В., Демьяненко К.Б., Иноземцев А.А., Кириловский С.В., Нечепуренко Ю.М., Падучев А.П., Поплавская Т.В. 2019. Определение положения ламинарно-турбулентного перехода при численном моделировании обтекания пластины дозвуковыми и трансзвуковыми потоками // Теплофизика и аэромеханика. Т. 26, № 5. С. 675–683.
- Бойко А.В., Иванов А.В., Качанов Ю.С., Мищенко Д.А. 2010. Исследование слабонелинейного развития нестационарных вихрей Гёртлера // Теплофизика и аэромеханика. Т. 17, № 4. С. 487–514.
- Иванов А.В., Качанов Ю.С., Мищенко Д.А. 2012. Порождение нестационарных вихрей Гертлера локальными неоднородностями поверхности. Коэффициенты восприимчивости // Теплофизика и аэромеханика. Т. 19, № 5. С. 537–554.
- Иванов А.В., Качанов Ю.С., Мищенко Д.А. 2014. Механизмы распределенного и локализованного порождения нестационарных гёртлеровских мод вихрями набегающего потока // Теплофизика и аэромеханика. Т. 21, № 6. С. 695–710.
- Иванов А.В., Мищенко Д.А., Бойко А.В. 2020. Методика количественного описания положения ламинарнотурбулентного перехода на сколъзящем крыле при повышенной степени турбулентности набегающего потока // Прикл. механика и технич. физика. № 2. С. 109–116.
- Кочарин В.Л., Косинов А.Д., Яцких А.А., Ермолаев Ю.Г., Семенов Н.В., Питеримова М.В., Шевельков С.Г., Минин О.П. 2019. К воздействию слабых ударных волн на течение в пограничном слое плоской пластины с изменяемым углом скольжения передней кромки // Теплофизика и аэромеханика. Т. 26, № 6. С. 855–861.
- Морозов С.О., Лукашевич С.В., Судаков В.Г., Шиплюк А.Н. 2018. Экспериментальное исследование влияния малых углов атаки и затупления носика конуса на стабилизацию гиперзвукового пограничного слоя пассивным пористым покрытием // Теплофизика и аэромеханика. Т. 25, № 6. С. 825–832.
- Морозов С.О., Шиплюк А.Н. 2020*а*. Расчет устойчивости ламинарного пограничного слоя на поверхности профилированного гиперзвукового сопла для числа Маха M = 6 // Теплофизика и аэромеханика. Т. 27, № 1. С. 37–46.
- Морозов С.О., Шиплюк А.Н. 2020b. Исследование влияния локального изменения температуры поверхности на устойчивость ламинарного пограничного слоя в гиперзвуковом сопле // Теплофизика и аэромеханика. Т. 27, № 5. С. 665–674.
- Чувахов П.В., Боровой В.Я., Егоров И.В., Радченко В.Н., Оливье Г., Рогелиа А. 2017. Влияние малого притупления на формирование вихрей гертлера при сверхзвуковом обтекании угла сжатия // Прикл. механика и технич. физика. Т. 58, № 6. С. 23–40.
- Aihara Y., Tomita Y., Ito A. 1985. Generation, development and distortion of longitudinal vortices in boundary layers along concave and flat plates // Laminar-Turbulent Transition / ed. by V.V. Kozlov. Berlin: Springer-Verlag. P. 447–454.
- Ajakh A., Kestoras M.D., Toe R., Peerhossaini H. 1999. Influence of forced perturbation in the stagnation region on görtler instability // AIAA J. Vol. 37, No. 12. P. 1572–1577.
- Aymer de la Chevalerie D., Creff J.L., Fonteneau A. 1991. Tourbillons de Goertler en regime hypersonique // CEAT Rept. P. 439–448.
- Aymer de la Chevalerie D., Fonteneau A., De Luca L., Cardone G. 1997. Giirtler-type vortices in hypersonic flows: the ramp problem // Experimental Thermal and Fluid Sci. Vol. 15. P. 69–81.
- Bassom A.P., Hall P. 1994. The receptivity problem for O(1) wavelength Görtler vortices // Proc. R. Soc. Lond. A: Mathematical and Physical Sci. Vol. 446, Iss. 1928. P. 499–516.
- Beckwith I.E., Creel T.R. Jr., Chen F.-J., Kendall J.M. 1983. Free stream noise and transition measurements on a cone in a Mach 3.5 pilot low-disturbance tunnel // NASA Technical Paper 2180. 24 p.
- Beckwith I.E., Holley B.B. 1981. Gortler vortices and transition in wall boundary layers of two Mach 5 nozzles // NASA Technical Paper 1869. 70 p.
- Bippes H. 1978. Experimentelle Untersuchung des laminar-turbulenten Umschlags an einer parallel angestroemten konkaven Wand // Sitzungsberichte der Heidelberger Akademie der Wissenschaften. Math.-naturwiss. Klasse. Jahrgang, 3 Abhand-lung. P. 103–180 (also NASA Technical Paper 72243, March 1978).
- Bippes H., Görtler H. 1972. Dreidimensionale Störungen in der Grenzschicht an einer konkaven Wand // Acta Mech. Vol. 14. P. 251–267.
- Boiko A.V., Ivanov A.V., Kachanov Y.S., Mischenko D.A. 2010. Steady and unsteady Görtler boundary-layer instability on concave wall // Eur. J. Mech. B/Fluids. Vol. 29. P. 61–83.

Boiko A.V., Ivanov A.V., Kachanov Yu.S., Mischenko D.A., Nechepurenko Yu.M. 2017. Excitation of unsteady Görtler vortices by localized surface nonuniformities // Theoretical Computational Fluid Dynamics. Vol. 31. P. 67–88.

Borodulin V.I., Ivanov A.V., Kachanov Y.S., Mischenko D.A. 2018. Systematic study of distributed excitation of unsteady Görtler modes by freestream vortices // Eur. J. of Mech. B-Fluids. Vol. 68. P. 167–183.

- Cao Sh., Klioutchnikov I., Olivie H. 2020. Görtler number evaluation for laminar separated hypersonic compression ramp flow // AIAA J. Vol. 58, No. 8. P. 3706–3710.
- Chen F.-J., Wilkinsont S.P. 1993. Gortler instability and hypersonic quiet nozzle design // J. Spacecraft and Rockets. Vol. 30, No. 2. P. 170–175.
- Chuvakhov P.V., Radchenko V.N. 2020. Effect of Görtler-like vortices of various intensity on heat transfer in supersonic compression corner flows // Intern. J. Heat and Mass Transfer 150. P. 119310-1–119310-12.
- Ciolkosz L., Spina E. 2006. An experimental study of Goertler vortices in compressible flow // 42nd AIAA/ ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. AIAA Paper. No. 2006–4512,
- Denier J.P., Hall P., Seddougui S.O. 1991. On the receptivity problem for Görtler vortices: vortex motions induced by wall roughness // Philosophical Transactions. R. Soc. Lond. A. Vol. 335, Iss. 1636. P. 51–85.
- De la Chevalerie D.A., Fonteneau A., De Luca L., Cardone G. 1997. Görtler-type vortices in hypersonic flows: the ramp problem // Experimental Thermal and Fluid Sci. Vol. 15, No. 2. P. 69–81.
- De Luca L., Cardone G., Aymer de la Chevalerie D. Fonteneau A. 1993. Goertler instability of a hypersonic boundary layer // Experiments in Fluids. Vol. 16, No. 1. P. 10–16.
- Dwivedi A., Sidharth G.S., Hollender Ch., Candler G.V. 2020. Input-output analysis for Görtler-type instability in axisymmetric hypersonic boundary-layers // AIAA Aviation Forum June 15–19, 2020, Virtual event, 2987.
- El-Hady N.M., Verma A.K. 1982. Goertler instability in compressible boundary layers along curved surfaces with suction and cooling // NASA Contractor Report 3544. 106 p.
- El-Hady N.M., Verma A.K. 1984. Görtler instability of compressible boundary layers // AIAA J. Vol. 22, No. 10. P. 1354–1355.
- Flaherty W., Austin J.M. 2010. Effect of concave wall geometry on heat transfer in hypersonic boundary layers // 40th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. AIAA Paper. No. 2010–4986.

Floryan J.M. 1991. On the Goertler instability of boundary layers // J. Aerosp. Sci. Vol. 28. P. 235-271.

- Floryan J.M., Saric W.S. 1982. Stability of Görtler vortices in boundary layers // AIAA J. Vol. 20, No. 31. P. 316-324.
- Currao G.M.D., Choudhury R., Gai S.L., Neely A.J., Buttsworth D.R. 2020. Hypersonic transitional shock-waveboundary-layer interaction on a flat plate // AIAA J. Vol. 58, No. 2. P. 814–829.
- Ginoux J.J. 1969. On some properties of reattaching laminar and transitional high speed flows. Technical Note 53, Von Karman Institute. Brussels. P. 1–29.
- Görtler H. 1954. On the three-dimensional instability of laminar boundary layers on concave walls // NACA Technical Paper 1375. (Translation of the original paper of 1940).
- Gonzales J., Suzuki K., Sakaue H. 2020. Temporally and spatially resolved pressure and temperature maps in hypersonic flow // Intern. J. Heat and Mass Transfer. Vol. 156. P. 119782-1–119782-7.
- Gregory N., Walker W.S. 1956. The effect on transition of isolated surface excrescences in the boundary-layer // Aero. Res. Counc. No. 2779. P. 1–10.
- Juliano T.J., Schneider S.P., Knight D. 2008. Quiet-flow ludwieg tube for hypersonic transition research // AIAA J. Vol. 46, No. 7. P. 1757–1763.
- Hall P. 1983. The linear development of Görtler vortices in growing boundary layers // J. Fluid Mech. Vol. 130. P. 41-58.
- Hall P., Lakin W.D. 1988. The fully nonlinear development of Görtler vortices in growing boundary layers // Phil. Trans. R. Soc. Lond. A. Vol. 415, No. 1849. P. 421–444.
- Hall P., Malik M.R. 1989. The growth of Görlter vortices in compressible boundary layers // J. Eng. Math. Vol. 23. P. 239–251.
- Hollender Ch., Dwivedi A., Candler G.V. 2019. Response of a Mach 6 cone-flare geometry to steady vortical disturbances: effect of steady suction // AIAA Aviation 2019 Forum.17–21 June Dallas, Texas. P. 1–14.
- Huang G., Si W., Lee C. 2021. Inner structures of Gortler streaks // Physics of Fluids. Vol. 33, No. 3. P. 034116-1-034116-11.
- Kobayashi R., Kohama Y. 1977. Taylor-Görtler instability of compressible boundary layers // AIAA J. Vol. 15, No. 12. P. 1723–1727.
- Kottke V., Mpourdis B. 1987. On the existence of Taylor-Goertler vortices on concave walls // Flow Visualization IV / ed. C. Veret. P. 475–480.
- Li F., Choudhari M., Paredes P., Schneider S., Portoni Ph. 2018. Görtler instability and its control via surface suction over an axisymmetric cone at Mach 6 // AIAA Aviation Forum. 2018 June 25–29. Fluid Dynamics Conference. P. 20200002317-1–20200002317-20.
- Luchini P., Bottaro A. 1998. Görtler vortices: a backward-in-time approach to the receptivity problem // J. Fluid Mech. Vol. 363. P. 1–23.
- Lysenko V.I., Gaponov S.A., Smorodsky B.V., Kosinov A.D., Yaroslavtsev M.I. 2021. Influence of surface sublimation on the stability of the supersonic boundary layer and the laminar-turbulent transition // Physics of Fluids. Vol. 33, No. 2. P. 0241019-1–0241019-21.
- Mitsudharmadi H., Winoto S. H., Shah D.A. 2004. Development of boundary layer flow in the presence of forced wavelength Görtler vortices // Physics of Fluids. Vol. 16, No. 11. P. 3983–3996.

- Mitsudharmadi H., Winoto S.H., Shah D.A. Splitting and merging of Görtler vortices // Physics of Fluids. 2005. Vol. 17. P. 124102-1–124102-12.
- Mitsudharmadi H., Winoto S.H., Shah D.A. 2006. Development of most amplified wavelength Görtler vortices // Physics of Fluids. Vol. 18, No. 1. P. 014101-1–014101-12.
- Portoni P.P. 2019. Using suction for laminar flow control in hypersonic quiet wind tunnels: a feasibility study // Masters of Sci. in Aeronautics and Astronautics Thesis. 222 p.
- Roghelia A., Olivier H., Egorov I., Chuvakhov P. 2017. Experimental investigation of Görtler vortices in hypersonic ramp flows // Experiments in Fluids. Vol. 58, No. 10. Art. 139. 15 p.

Saric W.S. 1994. Gortler vortices // Annu. Rev. Fluid Mech. Vol. 26. P. 379–409.

- Schrijer F. 2010. Investigation of Görtler vortices in a hypersonic double compression ramp flow by means of infrared thermography // Quantitative InfraRed Thermography J. Vol. 7, No. 2. P. 201–215.
- Swearingen J.D., Blackwelder R.F. 1987. The growth and breakdown of streamwise vortices in the presence of a wall // J. Fluid Mech. Vol. 182. P. 255–290.
- Swearingen J.D., Blackwelder R.F. 1986. Spacing of streamwise vortices on concave walls // AIAA J. Vol. 24, No. 10. P. 1706–1709.
- Sescu A., Thompson D. 2015. On the excitation of Görtler vortices by distributed roughness elements // Theor. Comput. Fluid Dyn. Vol. 29. P. 67–92.
- Spall R.E., Malik M.R. 1989. Goertler vortices in supersonic and hypersonic boundary layers // Phys. Fluids. A. Vol. 1, No. 11. P. 1822–1835.
- Tandiono T., Winoto S.H., Shah D.A. 2013. Spanwise velocity component in nonlinear region of Görtler vortices // Physics of Fluids. Vol. 25, No. 10. P. 104104-1–104104-14.
- Tani I. 1962. Production of longitudinal vortices in the boundary-layer along a curved wall // J. Geophys. Res. Vol. 67. P. 3075–3080.
- Tani I., Sakagami J. 1964. Boundary layer instability at subsonic speeds // Proc. Third Congress of Intern. Council of Aerospace Sci., Spartan, Washington, D.C. P. 391–403.
- Toe R., Ajakh A., Peerhossaini H. 2002. Heat transfer enhancement by Görtler instability // Intern. J. Heat and Fluid Flow. Vol. 23, No. 2. P. 194–204.
- Tumin A.M., Chernov Y.P. 1988. Asymptotic analysis of flow instability in a compressible boundary layer // J. Appl. Mech. and Technical Physics. Vol. 29, No. 3. P. 390–395.
- Wang Q., Wang Zh., Zhao Yu. 2018. Visualization of Gortler vortices in supersonic concave boundary layer // J. Visualization. Vol. 21. P. 57–62.
- Volino R.J., Simon T.W. 1996. Measurements in a transitional boundary layer with Gortler vortices // Intern. Gas Turbine and Aersengine Congress & Exhibition, Birmingham, UK, June 10–13. 8 p.
- Xu D., Liu J., Wu X.G. 2020. Görtler vortices and streaks in boundary layer subject to pressure gradient: excitation by free stream vortical disturbances, nonlinear evolution and secondary instability // J. Fluid Mech. Vol. 900. P. 681–730.
- Zhuang Y., Tan H.J., Liu Y.Z., Zhang Y.C., Ling Y. 2017. High resolution visualization of Gortler-like vortices in supersonic compression ramp flow // J. Visualization. Vol. 20. P. 505–508.

Статья поступила в редакцию 21 сентября 2021 г., после доработки — 21 сентября 2021 г., принята к публикации 20 октября 2021 г.