

УДК 532.526

ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗВИТИЯ ВОЗМУЩЕНИЙ ОТРЫВНОГО ЛАМИНАРНОГО ТЕЧЕНИЯ НА КРЫЛЕ С ВОЛНИСТОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ*

**В.В. КОЗЛОВ¹, И.Д. ЗВЕРКОВ¹, Б.Ю. ЗАНИН¹, А.В. ДОВГАЛЬ¹, В.Я. РУДЯК^{2,3},
Е.Г. БОРД², Д.Ф. КРАНЧЕВ^{2,3}**

¹*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

²*Новосибирский государственный архитектурно-строительный
университет*

³*Новосибирский государственный технический университет*

Исследовано развитие возмущений скорости течения при отрыве ламинарного пограничного слоя на крыле с волнистой поверхностью. Выполнены эксперименты, в которых определены особенности структуры пространственно-периодического течения. Проведен анализ линейной устойчивости измеренных профилей скорости, в результате которого определено влияние модифицированной обтекаемой поверхности на частотные диапазоны нарастающих колебаний и скорости их усиления при хорошем совпадении расчетных и экспериментальных данных.

ВВЕДЕНИЕ

Фактором, оказывающим радикальное влияние на аэродинамические характеристики крыла, является отрыв ламинарного потока, приводящий к образованию местных или крупномасштабных областей оторвавшегося течения. Подобные режимы течения реализуются при обтекании профилей и крыльев в широком диапазоне углов атаки, в особенности на крыльях с большой относительной толщиной профиля, характерных для малоразмерных летательных аппаратов в компоновке “летающее крыло”. Для целенаправленного изменения аэродинамических характеристик крыла в условиях его отрывного обтекания используется управление отрывом потока, призванное предотвратить либо, напротив, инициировать его появление.

Одним из ресурсов управления отрывом потока и улучшения аэродинамических качеств летательных аппаратов является модификация их несущей поверхности, в частности, ее волнистостью в трансверсальном потоку направлении. Предпосылкой работ по этой теме служит появление летательных аппаратов с эластичной оболочкой, способной образовывать волны на поверхности крыла, например, парапланов. Основные различия отрывного обтекания гладкого и волнистого крыльев показаны в экспериментах [1]. Результаты визуализации течения и их трактовка в том и другом случае приведены на рис. 1 и 2. На волнистом крыле

* Работа выполнена при финансовой поддержке программы Минобрнауки РФ “Развитие научного потенциала высшей школы” 2006-2008 гг. (проекты РНП 2.1.1.471, РНП 2.1.2.3370) и РФФИ (грант № 07-08-00164).

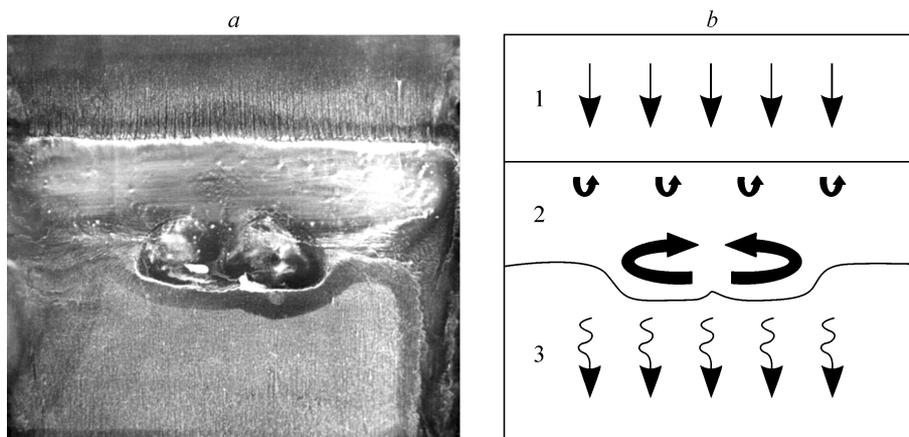


Рис. 1. Визуализация течения на крыле с гладкой поверхностью и ее трактовка [1].

1 — ламинарный пограничный слой, 2 — область отрыва потока, 3 — присоединенное турбулентное течение; угол атаки $\alpha = 0^\circ$, скорость набегающего потока $V_\infty = 12$ м/с, число Рейнольдса $Re = 1,7 \cdot 10^5$.

область отрыва потока распадается на локальные отрывные зоны во впадинах между поверхностными волнами, что сопровождается существенным изменением аэродинамических характеристик крыла.

Ключевую роль в формировании течений с отрывом ламинарного пограничного слоя на профилях и крыльях играет происходящий в пределах области отрыва переход к турбулентности, предсказание которого необходимо, в конечном счете, для разработки надежных методов расчета характеристик отрывных течений и методов управления ими. Описанию начальной стадии процесса турбуликации сдвиговых течений служит линейная теория гидродинамической устойчивости. В исследованиях [2–10], при сопоставлении экспериментальных, теоретических результатов и данных прямого численного моделирования была установлена ее применимость к возникающим в различных условиях номинально двумерным отрывным течениям. В работе [11] линейная теория устойчивости была использована

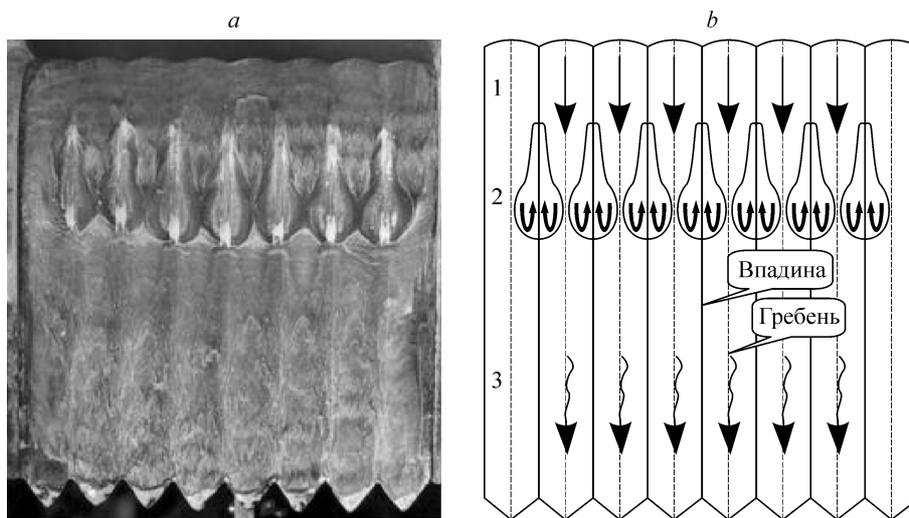


Рис. 2. Визуализация течения на волнистом крыле и ее трактовка [1].

1 — ламинарный пограничный слой, 2 — локальные зоны отрыва потока, 3 — присоединенное турбулентное течение; угол атаки $\alpha = 0^\circ$, скорость набегающего потока $V_\infty = 12$ м/с, число Рейнольдса $Re = 1,7 \cdot 10^5$.

для определения характеристик малых возмущений, нарастающих в трехмерном течении с отрывом пограничного слоя на крыле малого удлинения. Результаты расчетов, выполненных в приближении локальной параллельности потока, оказались в хорошем соответствии с экспериментальными данными.

В настоящем исследовании аналогичный подход применен для расчета характеристик нарастающих колебаний при ламинарно-турбулентном переходе на волнистом крыле в условиях отмеченной выше пространственной периодичности его отрывного обтекания. Экспериментально определены средние во времени и пульсационные характеристики течения над моделью волнистого крыла. Опытные данные — измеренные профили средней скорости — использованы для анализа гидродинамической устойчивости течения с последующим сопоставлением теоретических и экспериментальных результатов.

1. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

1.1. Методика измерений

Эксперименты проводились в дозвуковой аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН при степени турбулентности потока не превышающей 0,04 %. Изучалось обтекание модели прямого крыла с волнистой поверхностью, использованной ранее в работе [1]. Волнистость поверхности крыла по размаху характеризуется следующими параметрами: длина волны — 12,8 % хорды профиля, относительная удвоенная амплитуда волнистости — 1,5 % хорды профиля [1]. Крыло имело единичное удлинение и формообразующий профиль ЦАГИ Р-III-12 с хордой $c = 195$ мм и относительной толщиной 12 %. Данные получены при нулевом угле атаки модели, скорости набегающего потока равной 12 м/с и вычисленном по хорде крыла числе Рейнольдса $Re = 1,7 \cdot 10^5$. Экспериментальные результаты сравнивались с соответствующими данными для гладкого крыла, обтекание которого исследовалось в тех же экспериментальных условиях.

Характеристики течения определялись с помощью термоанемометрической аппаратуры и одноточечных датчиков с диаметром чувствительного элемента 6 мкм и его длиной 1,5 мм. Координатное устройство позволяло перемещать датчик термоанемометра вблизи поверхности модели в автоматическом режиме с точностью 10 мкм по трем пространственным координатам. Таким образом были измерены профили продольной компоненты средней скорости и уровень пульсаций в пристенной зоне течения, получены спектральные распределения возмущений, нарастающих на участке ламинарно-турбулентного перехода, по частоте колебаний.

1.2. Развитие возмущений на волнистом и гладком крыльях

Результаты термоанемометрического исследования, выполненного в центральных сечениях моделей, коррелируют с полученными в таких же экспериментальных условиях данными саже-масляной визуализации, приведенными на рис. 1 и 2. Последовательности профилей средней скорости во впадине и на гребне волнистой поверхности представлены на рис. 3; здесь Y — наибольшая в измеренных сечениях толщина пограничного слоя, $x' = x/c$ — безразмерная продольная координата, отсчитываемая от передней кромки крыла. Во впадине формируются распределения скорости с точкой перегиба, характерные для течения в областях отрыва пограничного слоя, тогда как на гребне волны сохраняется безотрывное обтекание крыла.

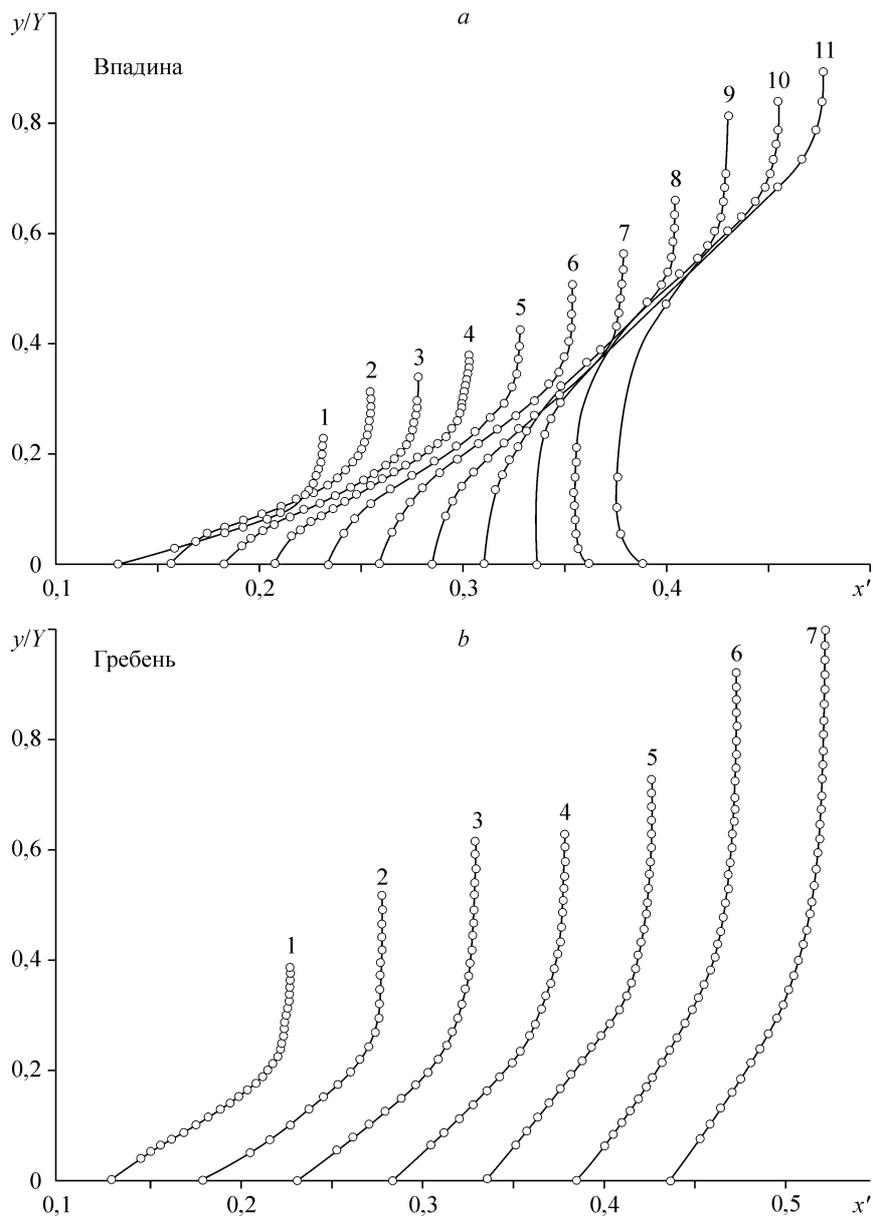


Рис. 3. Профили средней скорости течения во впадине (а) и на гребне (b) поверхностной волны.

Особенности ламинарно-турбулентного перехода на волнистой и гладкой поверхностях иллюстрируются спектральными данными, показанными на рис. 4. Переход к турбулентности на гладком крыле происходит в зоне отрыва пограничного слоя, расположенной в пределах $x' = 0,28-0,60$. В начальной стадии турбулизации течения наблюдается усиление пакета волн неустойчивости с центральной частотой 800 Гц, сопровождаемое ниже по потоку генерацией их высших гармоник и формированием сплошного спектра пульсаций, рис. 4, а. Аналогично протекает переход к турбулентности во впадине между поверхностными волнами периодического течения на волнистом крыле, рис. 4, б. При этом основные фазы ла-

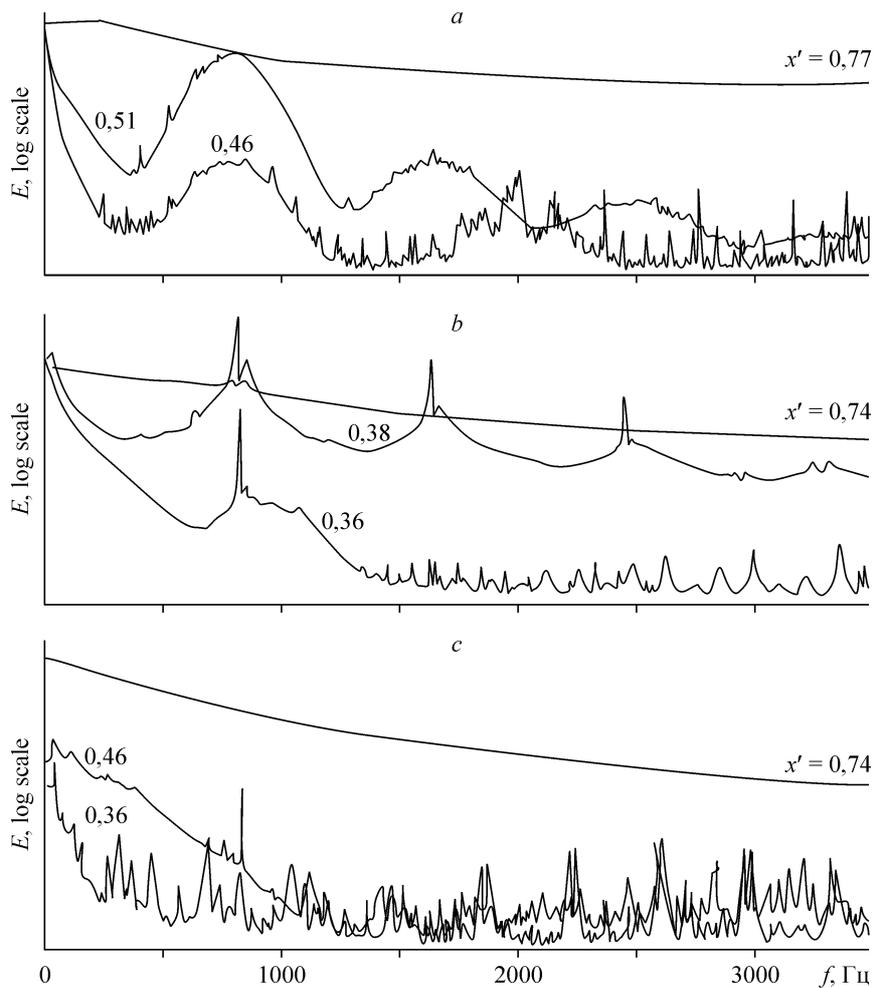


Рис. 4. Спектры мощности пульсаций скорости в зоне перехода к турбулентности на гладком крыле (а), во впадине (б) и на гребне (с) волнистого крыла. Данные получены в максимуме амплитуды возмущений поперек вязкого слоя.

минарно-турбулентного перехода — первоначальное нарастание волнового пакета и последующее заполнение частотного спектра — смещены против потока по сравнению с течением на гладком крыле в соответствии с изменившимся положением областей отрыва, $x' = 0,17-0,42$ (сравни рис. 1 и 2). Качественное отличие от двух предыдущих случаев наблюдается в течении на гребне поверхностной волны, где, согласно результатам визуализации и термоанемометрическим данным, пограничный слой остается присоединенным к поверхности модели. На этом участке течения интенсивность пульсаций нарастает сравнительно медленно при отсутствии выраженного пакета волн неустойчивости, рис. 4, с.

Зависимости интегральной по спектру амплитуды возмущений от продольной координаты приведены на рис. 5. “Точка” перехода, определенная стандартным образом по положению максимума пульсаций, расположена во впадине между поверхностными волнами при $x' \approx 0,45$, тогда как на гребне волны она находится значительно дальше при $x' > 0,75$. Ламинарно-турбулентный переход на гладком крыле завершается в промежуточном сечении $x' \approx 0,60$.

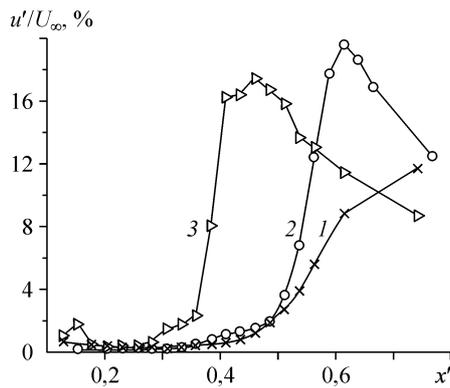


Рис. 5. Нарастание максимальной амплитуды пульсаций в направлении потока на гребне (1), во впадине (3) волнистого крыла и на гладком крыле (2).

Нумерация и координаты сечений, результаты измерений в которых использовались далее при анализе устойчивости течения, отмечены в таблице.

Сечения, выбранные для расчета устойчивости течения во впадине (а) и на гребне (b) поверхностной волны

a											
–	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
x'	0,128	0,154	0,179	0,205	0,231	0,256	0,282	0,307	0,333	0,359	0,385

b							
–	1	2	3	4	5	6	7
x'	0,128	0,179	0,231	0,282	0,333	0,385	0,436

2. ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВОЛНИСТОСТИ ПОВЕРХНОСТИ НА УСТОЙЧИВОСТЬ ТЕЧЕНИЯ

2.1. Методика расчетов

Решение для функции тока возмущенного течения определялось в форме плоской волны: $\Psi = \psi(y) \exp[i(\alpha x - \omega t)]$, где $\psi(y)$ — амплитуда функции тока, α — волновое число, ω — частота возмущений. Для сравнения характеристик течений с различными профилями средней скорости осуществлялась нормировка пространственных переменных и параметров устойчивости на толщину вытеснения

$$\delta = \int_0^1 [1 - U(y)/U^*] dy,$$

здесь U^* — местная скорость внешнего потока, $U(y)$ — сплайн-интерполяция экспериментального профиля скорости. Обратный переход от автомодельных параметров к размерному волновому числу A и размерной частоте Ω осуществляется преобразованиями: $A = \alpha_\delta / Y^*$, $\Omega = 2\pi f = (U^*)^2 F / \nu$, здесь Y^* — местная толщина пограничного слоя, $\alpha_\delta = \alpha \delta$, $\omega_\delta = \omega \delta$ — волновое число и частота, определенные по местной толщине вытеснения, f — частота в герцах, $F = \omega_\delta / \text{Re}_\delta$ — безразмерный частотный параметр, $\text{Re}_\delta = U^* \delta^* / \nu$ — местное число Рейнольдса.

Характеристики устойчивости определялись решением спектральной задачи для уравнения Орра–Зоммерфельда с граничными условиями непротекания и прилипания на поверхности и условиями затухания возмущений на бесконечности. Для численного решения краевой задачи применялся метод ортогонализации. Подробное описание применявшейся численной процедуры для расчета устойчивости течения на гладком крыле содержится в работе [11].

2.2. Характеристики устойчивости течения на волнистом крыле

В силу того, что отрывное течение на поверхности крыла не является автомодельным, задача должна решаться систематическими расчетами характеристик устойчивости локальных распределений средней скорости в отдельных сечениях потока.

Зависимости волнового числа и частоты нейтральных возмущений от числа Рейнольдса для профилей скорости, измеренных во впадине между поверхностными волнами, представлены на рис. 6. Кривые нейтральной устойчивости течения в зоне отрыва пограничного слоя демонстрируют сходство с известными аналогичными данными для пристенных и неограниченных течений с точкой перегиба [12]. Области неустойчивости в плоскостях $(\alpha, \delta - Re_\delta)$ и $(F - Re_\delta)$ оказываются существенно шире по сравнению с диапазонами усиления малых колебаний в каноническом течении — пограничном слое Блазиуса, отмеченными на рис. 6, *a* и *b* пунктирными линиями. Дестабилизация ламинарного течения на крыле, вызванная появлением отрывной области, выражается в сравнительно малых значениях локального критического числа Рейнольдса, которое монотонно уменьшается от $Re_\delta = 250$ в сечении 1 до $Re_\delta = 35$ в сечении 11.

Нейтральные кривые в плоскости $(F - Re_\delta)$ иллюстрируют качественные изменения свойств устойчивости течения при отрыве пограничного слоя, сопровождающие формирование слоя сдвига у внешней границы отрывного пузыря. По мере перемещения в направлении потока заметно возрастает вклад низкочастотной области спектра в нарастающие колебания вплоть до появления в последних сечениях (9–11) вертикальных асимптотических участков на кривых нейтральной устойчивости. Таким образом, течение оказывается неустойчивым к возмущениям с предельно малыми значениями частотного параметра подобно свободному слою сдвига, в котором доминирует невязкий механизм усиления пульсаций скорости.

Зависимости коэффициентов нарастания возмущений от их частоты, полученные в нескольких расчетных сечениях во впадине между поверхностными волнами, представлены на рис. 7. В сечении 1, находящемся выше по потоку отрывной зоны, пограничный слой остается устойчивым к колебаниям всех частот. В сечении 2, расположенном вблизи линии отрыва, появляются нарастающие возмущения, максимальные инкременты которых увеличиваются к сечению 9 в полтора раза при расширении спектрального диапазона неустойчивости в область

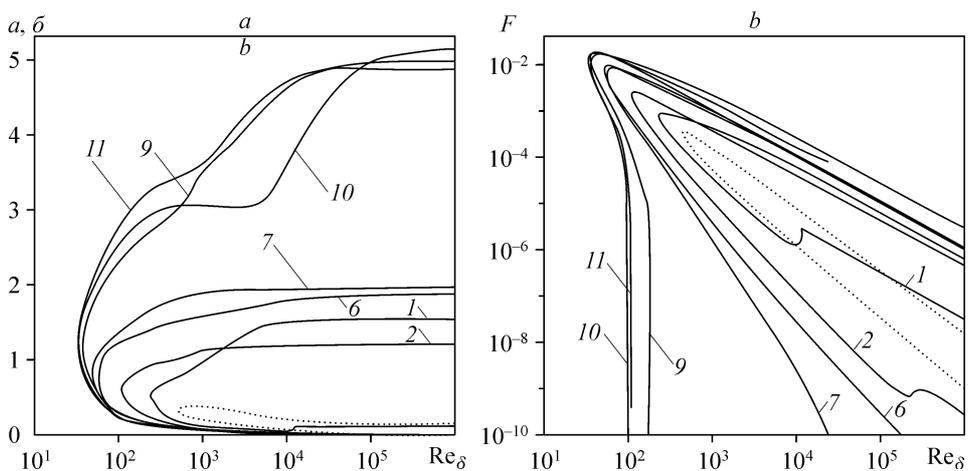


Рис. 6. Кривые нейтральной устойчивости течения во впадине между поверхностными волнами в координатах $\alpha, \delta - Re_\delta$ (*a*) и $F - Re_\delta$ (*b*).

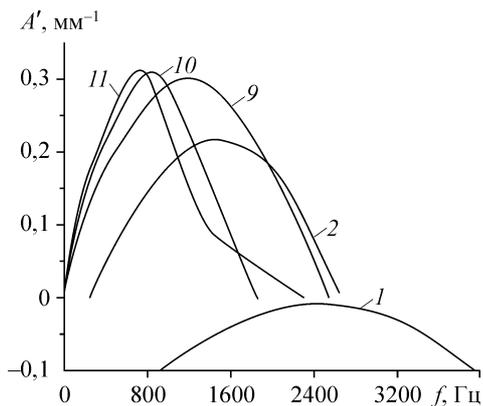


Рис. 7. Скорости усиления колебаний во впадине между поверхностными волнами.

низких частот колебаний. Наибольших значений коэффициенты усиления возмущений достигают в сечениях 10 и 11. Именно на этом участке течения в эксперименте зафиксировано быстрое нарастание пакета пульсаций с центральной частотой 800 Гц (см. рис. 4), которая близка к полученной в расчете частоте максимально нарастающих колебаний. Анализ устойчивости дает приращение их амплитуды между сечениями 10 и 11, равное примерно 4,7, тогда как в эксперименте интегральная амплитуда возмущений, изменение которой в этой зоне течения определяется развитием пакета волн неустойчивости, возрастает в 3,6 раза (см. рис. 5). Таким образом, теоретические и экспериментальные результаты оказываются в хорошем соответствии по частоте и скорости усиления возмущений ламинарного течения.

Расчет критических чисел Рейнольдса для профилей скорости, измеренных на гребне волны (см. рис. 3, *b*), показал отсутствие нарастающих колебаний на этом участке модели. Здесь пограничный слой находится в присоединенном состоянии и, соответственно, более устойчив, чем оторвавшееся течение. Результаты анализа коррелируют с приведенными на рис. 5 экспериментальными данными. Сравнительно медленное усиление пульсаций по продольной координате, наблюдаемое на гребне поверхностной волны, можно объяснить проникновением в эту зону течения возмущений, развивающихся в рядом расположенной впадине поверхности крыла.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате настоящей работы экспериментально определены средние во времени и пульсационные характеристики течения при отрыве ламинарного потока на крыле с волнистой поверхностью. Термоанемометрическим исследованием дополнены ранее полученные результаты визуализации и весовых испытаний обтекания волнистого крыла [1], выявлены подробности структуры пространственно периодического течения и процесса его турбулизации. Опытные данные использованы в расчетах линейной устойчивости течения. Показано, что анализ устойчивости локальных профилей средней скорости у поверхности волнистого крыла дает характеристики нарастающих колебаний (их частоты и скорости усиления близки полученным в эксперименте), позволяя надежно предсказывать развитие возмущений на начальной стадии ламинарно-турбулентного перехода в течении рассмотренной пространственной конфигурации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Зверков И.Д., Занин Б.Ю. Влияние формы поверхности крыла на отрыв потока // Теплофизика и аэромеханика. — 2003. — Т. 10, № 2. — С. 205–213.
2. Gruber K., Bestek H., Fasel H. Interaction between a Tollmien-Schlichting wave and a laminar separation bubble // AIAA Paper. — 1987. — No. 87-1256. — 10 p.
3. Michalke A. On the instability of wall-boundary layers close to separation // Separated Flows and Jets / Eds. V.V.Kozlov, A.V.Dovgal. — Springer, 1991. — P. 557–564.

4. **Masad J.A., Nayfeh A.H.** The influence of imperfections on the stability of subsonic boundary layers // Instabilities and Turbulence in Engineering / Eds.D.E.Ashpis et al. — Kluwer Academic Publishers. — 1993. — P. 65–82.
5. **Bestek H., Gruber K., Fasel H.** Direct numerical simulation of unsteady separated boundary-layer flows over smooth backward-facing steps // Notes on Numerical Fluid Mechanics. — 1993. — Vol. 40. — P. 73–80.
6. **Rist U., Maucher U.** Direct numerical simulation of 2-D and 3-D instability waves in a laminar separation bubble // AGARD-CP-551. — 1994. — P. 34-1 — 34-7.
7. **Dovgal A.V., Kozlov V.V., Michalke A.** Contribution to the instability of laminar separating flows along axisymmetric bodies. Part II: Experiment and comparison with theory // European Journ. of Mech., B/Fluids. — 1995. — Vol. 14. — P. 351–365.
8. **Hein S., Theofilis V., Dallmann U.** Unsteadiness and three-dimensionality of steady two-dimensional laminar separation bubbles as result of linear instability mechanisms // DLR IB No. 223-98 A 39. — Goettingen, 1998. — 25 p.
9. **Perraud J.** 1998 Linear stability of the incompressible boundary layer over 2D steps and gaps // EUROMECH Colloquium 380 / ERCOFTAC SIG 33 Conference, Book of Abstracts, Abstract 13. — Goettingen, 1998.
10. **Haggmark C.** Investigations of disturbances developing in a laminar separation bubble flow // Doctoral Thesis, Department of Mechanics, Royal Institute of Technology, Stockholm. — 2000.
11. **Козлов В.В., Зверков И.Д., Занин Б.Ю., Довгаль А.В., Рудяк В.Я., Борд Е.Г., Кранчев Д.Ф.** Экспериментальное и теоретическое исследование развития возмущений в пограничном слое на крыле малого удлинения // Теплофизика и аэромеханика. — 2006. — Т. 13, № 4. — С. 551–560.
12. **Дразин Ф.** Введение в теорию гидродинамической устойчивости. — Москва: Физматлит, 2005. — 287с.

Статья поступила в редакцию 6 апреля 1007 г.