

УДК 533.69; 533.6.001.32

ВОЗДЕЙСТВИЕ НА ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ КРЫЛА МАЛОРАЗМЕРНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ПОМОЩЬЮ ВОЛНИСТОЙ ПОВЕРХНОСТИ. ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ (ОБЗОР)

И. Д. Зверков, А. В. Крюков

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,
630090 Новосибирск, Россия

Новосибирский государственный технический университет,
630073 Новосибирск, Россия

E-mails: zverkov@itam.nsc.ru, kryukov@itam.nsc.ru

Представлен способ улучшения аэродинамических характеристик малоразмерных летательных аппаратов, основанный на таких фундаментальных газодинамических явлениях, как локальный отрыв пограничного слоя с образованием так называемых отрывных пузырей, отрыв турбулентного пограничного слоя и срыв потока с передней кромки крыла, изменяющий всю структуру течения при обтекании тела. Приводится обзор работ, устанавливающих взаимосвязь перечисленных явлений, и работ, описывающих способ воздействия, устраняющего неблагоприятные последствия отрыва потока с помощью волнистой поверхности крыла. Этот метод рассматривается как перспективный и простой в реализации, определяются области его применимости и приведены критерии оптимизации волнистости поверхности крыла для конкретных условий эксплуатации. Приведены результаты исследований, показывающие, что использование волнистой поверхности на крыльях или лопастях летательных аппаратов может улучшить их аэродинамические характеристики. Отмечены структурные элементы пограничного слоя, такие как локальные отрывные пузыри или общая отрывная зона, и приведены критерии их появления, что способствует верификации численных экспериментов.

Ключевые слова: пограничный слой, крыло с волнистой поверхностью, вариоформное крыло, ламинарный отрывной пузырь, турбулентный отрыв, аэродинамические характеристики крыла.

DOI: 10.15372/PMTF20210318

Введение. Развитие микроэлектроники и систем искусственного интеллекта привели к быстрому формированию двух областей авиационной техники. Во-первых, создаются разнообразные беспилотные летательные аппараты (БПЛА) с взлетной массой от 10 г до 2 т, сферы применения которых настолько широки, что еще не выработана единая схема их классификации. Наиболее полно классифицированы военные БПЛА, которые по совокупности параметров (взлетный вес, дальность, высотность) можно разделить на 4–6 основных типов, а эти типы, в свою очередь, на 2–4 вида [1–3]. Во-вторых, появление

Работа выполнена в рамках государственного задания Института теоретической и прикладной механики (номер госрегистрации АААА-А17-117030610128-8).

© Зверков И. Д., Крюков А. В., 2021

микроэлектронных приборов упростило аэронавигацию, вследствие чего увеличился интерес к сверхлегким летательным аппаратам (ЛА) массой до 495 кг, предназначенным для использования пилотами-любителями. Аэродинамические схемы и конструкции этих ЛА очень разнообразны [4].

Несмотря на различие размеров и сфер применения, сверхлегкие ЛА можно рассматривать в рамках механики жидкости с учетом следующих особенностей. Основной элемент конструкции данных ЛА, создающий подъемную силу (крыло или лопасть подъемного винта), работает при малых значениях числа Рейнольдса. Причем значения рассчитанного по хорде крыла числа Рейнольдса $Re = 10^4 \div 10^5$, а в ряде случаев $Re = 10^6$ для данных ЛА не являются малыми. Однако основное влияние на аэродинамические характеристики крыла оказывает структура течения в пограничном слое. Поэтому при обезразмеривании не по хорде крыла, а по толщине вытеснения пограничного слоя число Рейнольдса для такого течения равно $Re = 10^2 \div 10^3$. При этом необходимо учитывать, что течение реализуется при различных градиентах давления на различных участках крыла. В настоящем обзоре число Рейнольдса определяется по хорде крыла, но в пограничном слое оно на два порядка меньше.

Крылья с малыми значениями числа Рейнольдса применяются не только в ЛА, но и в ряде других устройств (ветряных турбинах, турбинах приливных электростанций, плавниках и рулях управления подводных лодок, каскадах лопаток в различных турбомашинах), для которых актуальны все особенности обтекания крыла, рассматриваемые в данной работе.

1. Структура пограничного слоя при малых значениях числа Рейнольдса.

Введение Л. Прандтлем понятия “пограничный слой” (ПС) оказало большое влияние на развитие механики жидкости и газа.

Изучение характеристик ПС в диапазоне значений числа Рейнольдса, рассчитанного по хорде крыла, $Re = 10^4 \div 10^6$ продолжается до сих пор, однако некоторые основные явления уже исследованы. Прежде всего ПС делится на ламинарный и турбулентный [5] и может отрываться от поверхности крыла, что оказывает существенное влияние на его аэродинамические характеристики. С использованием результатов многочисленных исследований, обобщенных в работе [6], можно выделить три основных вида отрыва потока: 1) образование ламинарного отрывного пузыря; 2) отрыв турбулентного ПС; 3) срыв потока с передней кромки крыла. На рис. 1 показана структура течения ПС при наличии отрывного пузыря, которая, как правило, формируется на подветренной поверхности крыла в диапазоне значений углов атаки $\alpha = 0 \div 10^\circ$, в зависимости от формы профиля крыла. Эти значения угла атаки обычно относятся к докритическим и характерны для крейсерских режимов полета малоразмерных летательных аппаратов (МЛА).

При увеличении угла атаки, что характерно для взлета и посадки МЛА, может возникнуть режим течения, при котором имеет место отрыв турбулентного ПС (рис. 2). Как правило, это происходит при предкритических значениях угла атаки. При увеличении угла атаки до критического значения происходит срыв потока с передней кромки крыла. Структура течения в этом режиме представлена на рис. 3.

Для ЛА данный режим является неблагоприятным, в силу того что подъемная сила уменьшается, а сопротивление резко увеличивается. Поэтому исследование данного режима имеет большое значение для понимания того, как не допустить его возникновения и избежать развития штопора. Все описанные режимы тесно связаны между собой. При уменьшении числа Рейнольдса переход от режима обтекания с ламинарным отрывным пузырем к срыву потока с передней кромки может происходить в отсутствие фазы отрыва турбулентного ПС и, как правило, сопровождается гистерезисом аэродинамических характеристик крыла. Суть этого явления заключается в следующем: при увеличении угла

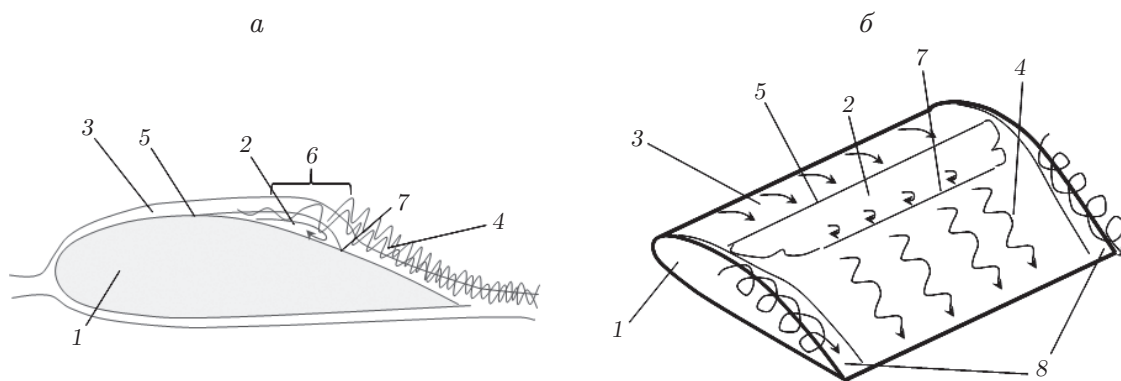


Рис. 1. Структура течения ПС при наличии отрывного пузыря:

a — сечение крыла, *б* — общий вид подветренной поверхности крыла; 1 — крыло, 2 — область отрывного пузыря, 3 — область ламинарного ПС, 4 — область турбулентного ПС, 5 — линия отрыва ламинарного ПС, 6 — область ламинарно-турбулентного перехода, 7 — линия присоединения турбулентного ПС, 8 — область влияния концевых вихрей

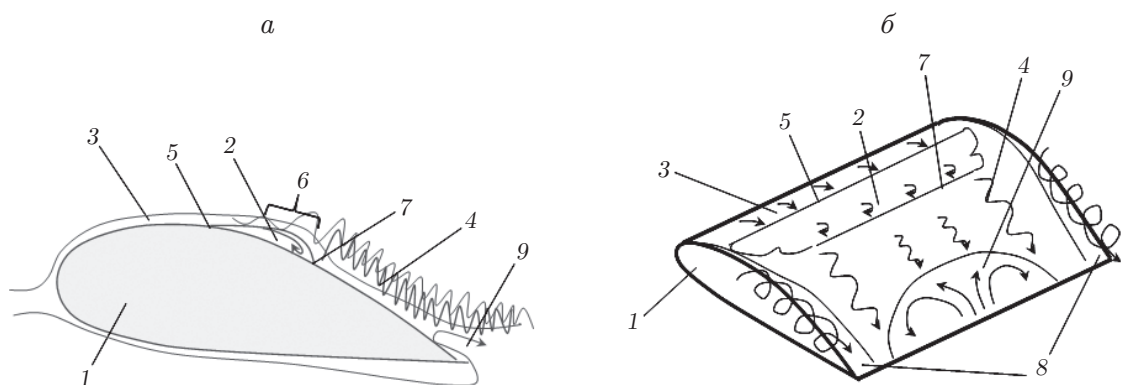


Рис. 2. Структура течения ПС при наличии отрывного пузыря и отрыва турбулентного ПС:

a — сечение крыла, *б* — общий вид подветренной поверхности крыла; 1 — крыло, 2 — область отрывного пузыря, 3 — область ламинарного ПС, 4 — область турбулентного ПС, 5 — линия отрыва ламинарного ПС; 6 — область ламинарно-турбулентного перехода, 7 — линия присоединения турбулентного ПС, 8 — область влияния концевых вихрей, 9 — область отрыва турбулентного ПС

атаки срыв потока происходит при одном значении угла, а при возврате с закритических режимов восстановление присоединенного течения происходит при другом значении угла атаки. При этом различие может достигать $4 \div 5^\circ$.

Существуют различные способы управления описанными явлениями, однако в данной работе рассматривается только один из них, заключающийся в воздействии на отрыв потока с помощью волнистой поверхности крыла. Поскольку крылья могут иметь различную форму в плане или стреловидную форму по передней или задней кромке, введем следующие определения. Классическим крылом будем называть крыло любой формы, радиусы кривизны поверхности которого более чем в пять раз больше среднего радиуса кривизны профиля крыла на участке, длина которого достигает 15 % длины хорды и отсчитывается от передней кромки (рис. 4, *a*). В случае если радиус кривизны поверхности меньше или сопоставим со средним радиусом кривизны передней части профиля, крыло называется

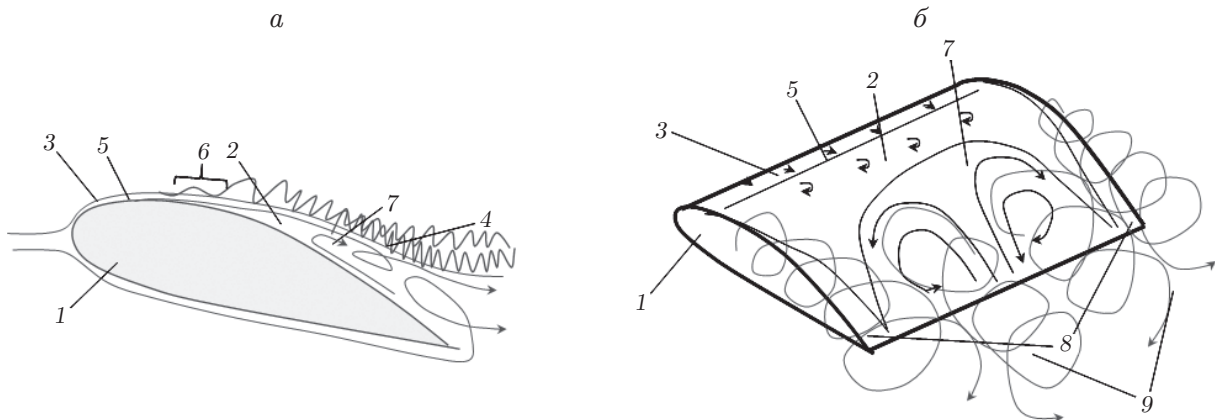


Рис. 3. Структура течения при срыве потока с передней кромки:

a — сечение крыла, *б* — общий вид подветренной поверхности крыла; 1 — крыло, 2 — застойная область, 3 — область ламинарного ПС, 4 — область турбулентного ПС, 5 — линия отрыва ПС, 6 — область ламинарно-турбулентного перехода, 7 — область интенсивного возвратного течения, 8 — область влияния концевых вихрей, 9 — область образования нестационарных парных вихрей

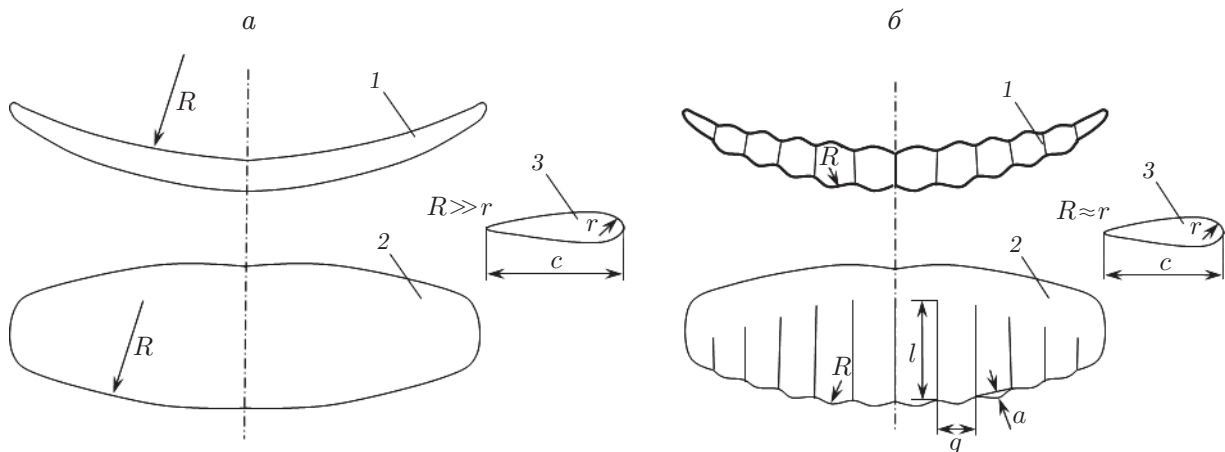


Рис. 4. Произвольные контуры классического (*a*) и волнистого (*б*) крыльев:

1 — вид спереди, 2 — вид сверху, 3 — сечение крыла

волнистым (рис. 4, *б*) и имеет следующие параметры волнистости: g — период волнистости по размаху, l — протяженность участка волнистости вдоль хорды крыла, a — максимальная высота волны от впадины до пика (далее все величины приводятся в долях длины хорды крыла c).

2. Отрыв потока на классическом крыле. Интерес к исследованию отрывных пузырей на классическом крыле обусловлен тем, что они часто инициируют ламинарно-турбулентный переход. В работах [6–10] однозначно показана связь между отрывными пузырями и ламинарно-турбулентным переходом на крыловом профиле при малых значениях числа Рейнольдса. Дальнейшие исследования осложняются тем, что область отрывного пузыря очень чувствительна к внешним возмущениям, таким как турбулентность набегающего потока или акустическое воздействие [11, 12]. Глобальной перестройки структуры ПС в этих условиях не происходит, отрывной пузырь по-прежнему присутствует в области ламинарно-турбулентного перехода, однако вероятность отрыва турбулентного слоя

уменьшается. В [13] отмечено существенное влияние акустических колебаний на разрушение отрывного пузыря и аэродинамические характеристики крыла. Это влияние следует учитывать при исследовании и сравнении аэродинамических характеристик классического и волнистого крыльев, в силу того что характеристики классического крыла, определенные в разных аэродинамических трубах, могут значительно различаться, несмотря на то что степень турбулентности набегающего потока не превышает 0,7 % [14].

Для того чтобы выяснить, какие характеристики соответствуют полету МЛА в реальной атмосфере, необходимо провести летные испытания. Наиболее простым методом исследования в летном эксперименте является сажемасляная визуализация ПС на поверхности крыла. В работе [14] приведены некоторые критерии, с помощью которых можно оценить влияние степени турбулентности атмосферы на ПС и соответственно картину визуализации пристенного течения.

Значительным достижением в исследовании обтекания классического крыла стало выявление трехмерной вихревой структуры течения при отрыве турбулентного ПС и при срыве потока с передней кромки. До начала 1980-х гг. предполагалось, что при обтекании двумерного крыла течение в области отрыва, за исключением концевых эффектов, также является двумерным. Однако последующие наблюдения показали, что эти предположения неверны и в области отрыва существуют крупномасштабные вихри с грибообразными структурами, вращающиеся в плоскости крыла и вызывающие перетекание потока в поперечном направлении.

В работе [15] исследовано влияние удлинения модели на течение при срыве потока на прямоугольном крыле. На модели с удлинением, равным $\lambda = 3$, возникала только одна грибообразная структура. Чем больше было удлинение модели (т. е. чем больше удлинение зоны отрыва по размаху крыла), тем больше таких структур образовывалось в зоне отрыва.

Визуализация вихревых картин течения на подветренной поверхности прямоугольного крыла с относительной толщиной 18 % и удлинением $\lambda = 5$ выполнена в работе [16]. Эксперименты проводились при различных значениях числа Рейнольдса и разнонаправленных изменениях угла атаки. На крыле возникали отрывной пузырь в передней части профиля и застойная зона в области задней кромки (размер этой зоны зависит от числа Рейнольдса). Возникновение турбулентного отрыва и его развитие с увеличением угла атаки приводило к нарушению линейной зависимости подъемной силы от угла атаки. При достижении критического значения угла атаки происходило объединение указанных отрывных зон (“взрыв” вихря) и полный отрыв потока. При уменьшении угла атаки восстановление пузыря отрывного течения происходило при существенно меньших значениях, чем при его увеличении, т. е. в некотором диапазоне значений угла атаки обнаружена неединственность структуры течения, что является причиной гистерезиса аэродинамических характеристик крыла. Вихревая структура отрывного течения в гистерезисном диапазоне углов атаки зафиксирована также в работе [17].

Визуализация картины течения на поверхности крыла при углах атаки, превышающих критический, выполнена в работе [18]. В одном или нескольких сечениях крыла по его размаху происходил отрыв потока с носка профиля и возникающие отрывные зоны соединялись с областью турбулентного отрыва. Отрывные зоны имели форму треугольников или трапеций, на боковых сторонах которых формировалось течение в виде “вихревых жгутов”. Внутри зоны отрыва наблюдалось вихревое движение с фокусами, расположенными в плоскости крыла. Расположение и размер зон отрыва с носка модели имели случайный характер и были существенно нестационарны даже при стационарных внешних условиях. В работе [19] исследовался гистерезис отрывного обтекания крыла, установленного под постоянным углом атаки, при изменении скорости потока. Получены

картины вихревого срывного и безвихревого присоединенного течений на поверхности модели. Установлено, что при увеличении скорости происходит постепенное присоединение потока (начиная от краев к середине модели) вплоть до полного устранения срыва. При последующем уменьшении скорости поток остается полностью присоединенным, а затем вновь происходит срыв сразу на всей поверхности крыла. Показано, что в гистерезисном диапазоне скоростей возможно необратимое устранение срыва, когда поток остается присоединенным после прекращения управляющего воздействия. Существование при отрыве потока парных противовращающихся в плоскости крыла вихревых структур выявлено также в работах [20–25]. Следует отметить, что в этих работах не различались глобальный отрыв потока (срыв с передней кромки) и происходящий ниже по потоку турбулентный отрыв, а также не исследовались возможные различия пространственной структуры этих течений. Детальные исследования трехмерных картин течения при отрыве турбулентного ПС проведены в работе [26]. Обзор работ, посвященных экспериментальному изучению пространственной структуры отрывных течений, представлен в [27].

3. Воздействие на структуру пограничного слоя с помощью волнистой поверхности. Изучение воздействия периодической волнистости поверхности крыла на отрывные течения является продолжением исследований, проведенных в работах [6, 27]. Большая часть экспериментов выполнена в лаборатории аэрофизических исследований дозвуковых течений Института теоретической и прикладной механики (ИТПМ) СО РАН. Ряд экспериментальных данных получен сотрудниками лаборатории совместно с коллегами из Новосибирского государственного технического университета и Аэродинамического центра DLR в Геттингене (Германия).

В качестве первого прототипа для исследования было выбрано крыло парашюта со следующими характеристиками: профиль крыла ЦАГИ Р-ША-12, $Re = 150\,000$, $g = 0,12c$, $l = 1,0c$, $a = 0,013c$, $\lambda = 1$. Исследование проводилось с использованием таких экспериментальных методик, как сажемасляная визуализация, сбор термоанемометрических, пневмометрических данных, весовые испытания [28].

На рис. 5 показаны структура ламинарно-турбулентного перехода, полученная путем сажемасляной визуализации, и распределение пульсаций в ПС классического и волнистого

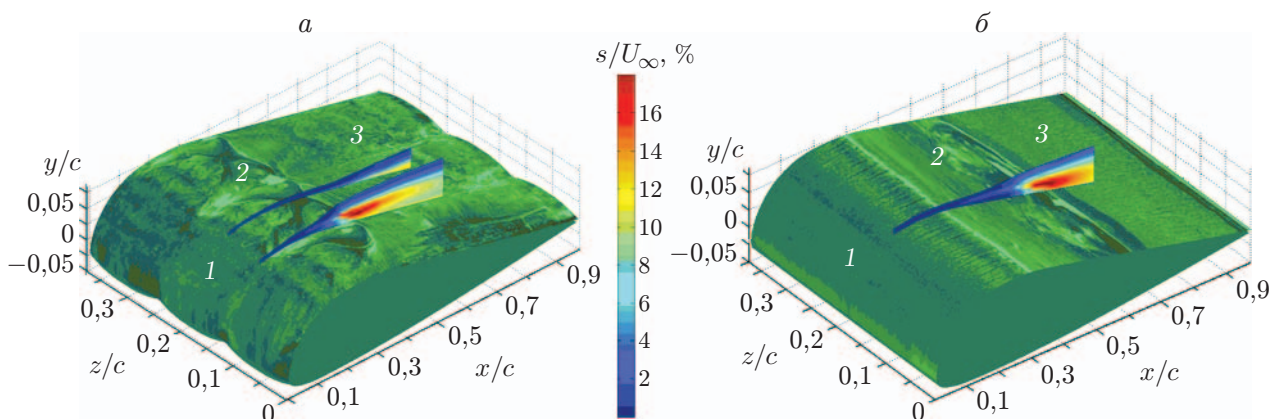


Рис. 5. Результаты сажемасляной визуализации структуры ламинарно-турбулентного перехода и распределение среднеквадратичных пульсаций на волнистом (а) и классическом (б) крыльях с профилем ЦАГИ Р-ША-12 при $\alpha = 0^\circ$, $Re = 1,5 \cdot 10^5$, $\varepsilon = 0,04 \%$:

1 — ламинарное течение, 2 — отрывной пузырь, 3 — присоединенное турбулентное течение

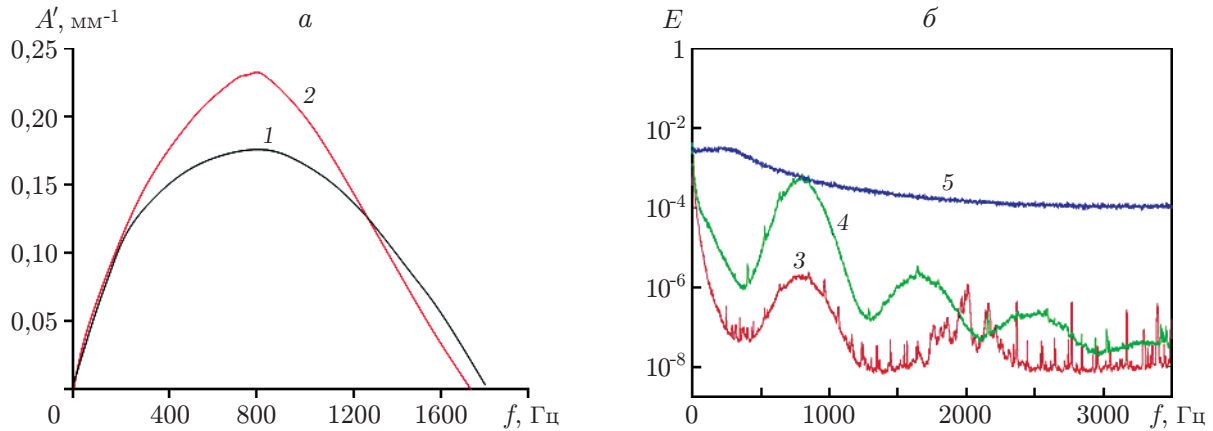


Рис. 6. Расчетная зависимость коэффициента усиления от частоты (а) и экспериментальные спектры возмущений (б) волн неустойчивости в ПС на классическом крыле при различных значениях x/c :

1 — $x/c = 0,39$, 2, 3 — $x/c = 0,46$, 4 — $x/c = 0,51$, 5 — $x/c = 0,76$

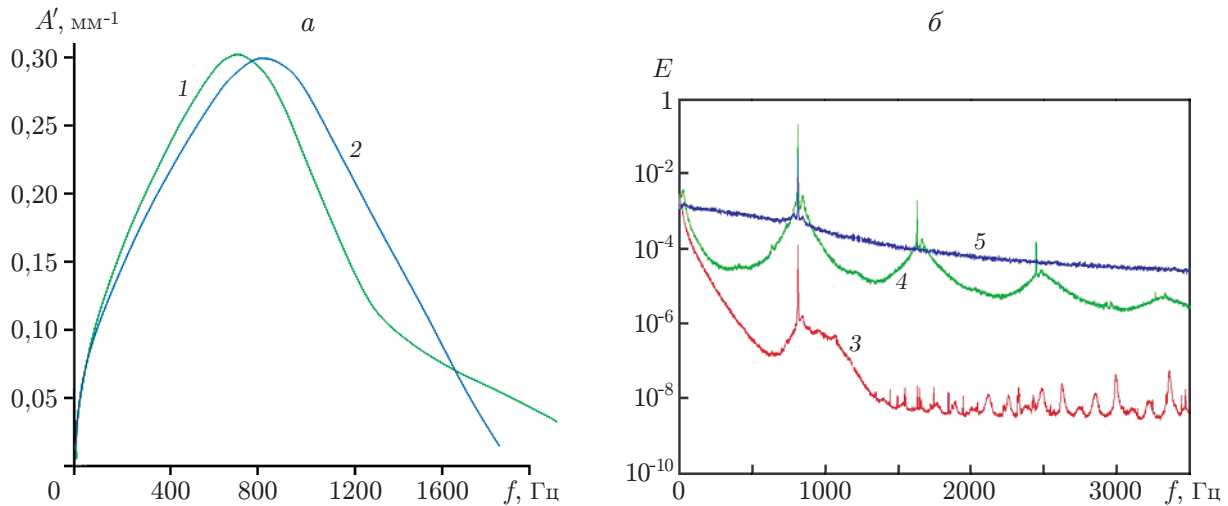


Рис. 7. Расчетная зависимость коэффициента усиления от частоты (а) и экспериментальные спектры возмущений (б) волн неустойчивости в ПС на волнистом крыле при различных значениях x/c :

1, 3 — $x/c = 0,36$, 2, 4 — $x/c = 0,38$, 5 — $x/c = 0,74$

крыльев. Видно, что на волнистом крыле в отличие от классического отрывные пузыри локализуются только вдоль впадины на его поверхности. Ламинарно-турбулентный переход вдоль впадины аналогичен наблюдаемому на классическом крыле. Вдоль линии горба на поверхности модели пульсации нарастают значительно медленнее. Это подтверждают результаты сравнения экспериментальных данных с результатами расчетов линейной устойчивости течения в локально-параллельном приближении [29, 30]. На рис. 6, 7 показаны спектры пульсаций для классического и волнистого крыльев, а также результаты сравнения волн неустойчивости ПС на классическом крыле. Видно, что центральная частота и форма пакета волн неустойчивости, полученные экспериментально и в расчетах, хорошо согласуются.

Обобщение результатов исследования структуры ПС на классическом и волнистом крыльях при указанных выше параметрах представлено в работе [31].

Начиная с 2001 г. обтекание волнистого крыла исследовалось в работах [32–35], однако прототипом этого крыла послужил плавник кита, и волнистый участок располагался только в окрестности передней кромки. Работы [32–35] посвящены выявлению преимуществ волнистого крыла по сравнению с классическим, однако были получены противоречивые результаты. При $Re = 505\,000 \div 520\,000$ испытывалась модель крыла конечного размаха, которое имитировало плавник кита [33]. В случае волнистого крыла были получены хорошие результаты: критический угол атаки крыла увеличился на 40 %, максимальная подъемная сила — на 6 %, сопротивление на закритических углах атаки уменьшилось. Результаты экспериментов, проведенных в [36] при $0^\circ < \alpha < 12^\circ$, $Re = 250\,000$ с использованием номинально двумерного крыла с синусоидальной волнистостью передней кромки и осредненными относительно волнистости на плавнике кита параметрами, показали ухудшение аэродинамических характеристик волнистого крыла по сравнению с гладким. Это выражалось в уменьшении максимальной подъемной силы и увеличении силы сопротивления. Результаты работ [37] подтвердили, что в случае испытания модели плавника кита при $Re = 534\,000 \div 631\,000$ предсрывные характеристики волнистого крыла лучше, чем у классического, а при $Re = 274\,000 \div 277\,000$ и двумерном обтекании крыла характеристики волнистого крыла хуже, чем у гладкого. В [38] проводились исследования машущего крыла такой же формы, как в [33] при $Re = 44\,000 \div 120\,000$. Результаты статических измерений показали, что в случае модели плавника кита с волнистой передней кромкой максимальная подъемная сила уменьшается, за исключением случая $Re = 120\,000$.

Работы [34, 35] посвящены исследованию влияния параметров волнистости, в частности размеров и амплитуды синусоидальной волнистости передней кромки, на аэродинамические характеристики профиля. В [34] при исследовании профиля NASA 63(4)-0021 при $Re = 183\,000$ обнаружено, что лучшие показатели имеет крыло с параметрами волнистости $a = 0,025c$, $g = 0,25c$, $l = 0,3c$. У крыла с такими параметрами волнистости критический угол атаки на $4,4^\circ$ меньше, чем у классического крыла, при этом максимальная подъемная сила меньше лишь на 1 %. В работе [35], в которой определялось наилучшее соотношение амплитуды и длины волны, а также отношение амплитуды волны к толщине пограничного слоя, наилучшие аэродинамические характеристики крыла получены при $a = 0,03c$, $g = 0,11c$, $l = 0,3c$.

В работе [39] предложен механизм улучшения срывных характеристик крыла с волнистой передней кромкой. Для этого предлагается гипотеза, что волнистая передняя кромка приводит к неравномерному распределению циркуляции по размаху крыла. В результате происходит локальное увеличение угла атаки крыла вдоль линии впадины, приводящее к увеличению положительного градиента давления и как следствие к локальному отрыву вдоль этой линии. Возникновение локального отрыва препятствует росту градиента давления вдоль линии горба, при этом ПС остается присоединенным. Таким образом, можно сделать вывод, что затягивание момента наступления режима, когда происходит глобальный срыв с передней кромки, возможно, однако при этом максимальная подъемная сила крыла будет уменьшаться. Вероятно, эта гипотеза оправданна для $Re > 1\,000\,000$, $a > 0,05c$, $g > 0,2c$, но при $Re \approx 100\,000$ большое значение имеют не учитываемые в данной модели турбулизация ПС и наличие отрывных пузырей. По-видимому, работы [39–42] на десятилетие вперед определили параметры волнистости для широкого круга исследований.

В работах [43–46] с помощью крупной волнистости модифицируются дельтовидное [43], скользящее [44] и стреловидное [45, 46] крылья, с помощью расчетных методов предлагается определить возможность применения волнистой поверхности в лопастях вет-

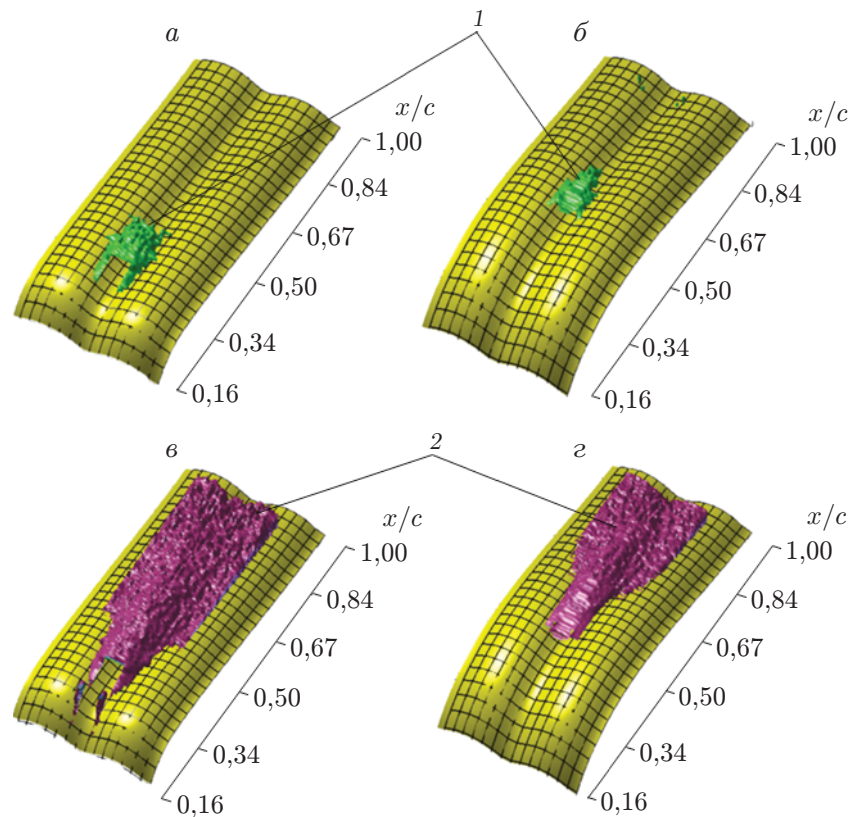


Рис. 8. Изоповерхности среднеквадратичных пульсаций продольной компоненты скорости s в ПС на волнистом крыле с различными профилями и амплитудами пульсаций:

$a, в$ — профиль Z-15, $б, г$ — профиль Z-25; 1 — $s/U_\infty = 15,2\%$, 2 — $s/U_\infty = 7,07\%$

ротурбин [47, 48], проводятся экспериментальные и расчетные исследования возможности использования волнистой поверхности в лопастях гидротурбин приливных электростанций [49] и воздушных винтов [50, 51]. Однако использование поверхности с крупной волнистостью не приводит к существенному улучшению аэродинамических характеристик перечисленных устройств, а в работе [47] выявлено ухудшение этих характеристик.

На основе результатов работ, выполненных в ИТПМ СО РАН, в качестве рабочей гипотезы принято предположение, что волнистая поверхность должна формировать продольные вихри, размеры которых сопоставимы с толщиной ПС крыла и которые не оказывают существенного влияния на изменение общей циркуляции по размаху крыла. Для чисел Рейнольдса $Re = 100\,000 \div 200\,000$ предложено использовать волнистость с параметрами $a = 0,015c$, $g = 0,13c$, $l = c$. Для того чтобы оценить влияние волнистости на профили различного типа, был спроектирован специальный профиль, который совмещает свойства двух семейств профилей и в котором толщина максимальна на расстоянии от передней кромки, равном $0,15c$, $0,25c$. Его свойства в случае классического крыла подробно изложены в работе [14]. В последующих работах сопоставлялись результаты, полученные на классическом и волнистом крыльях с одним и тем же профилем.

Исследования, проведенные методом PIV на профилях Z-15 и Z-25 (рис. 8) [52], позволили получить пространственное распределение возмущений в пограничном слое волнистого крыла. На рис. 8 видно, что в зависимости от формы профиля меняется положение ламинарно-турбулентного перехода на хорде, но в целом структура анало-

гична обнаруженной ранее. Отрыв локализуется вдоль линии впадины, где начинается ламинарно-турбулентный переход, в то время как вдоль линии горба наблюдается задержка ламинарно-турбулентного перехода.

Исследования на профилях Z-15, Z-25 при нулевом угле атаки позволили сравнить результаты, полученные с помощью методов сажемасляной визуализации и тепловизионных измерений (рис. 9) [53]. В работах [54–56] проведено сравнение аэродинамических характеристик крыла с результатами визуализации (рис. 10, 11).

Результаты исследования показали, что структура отрывного пузыря на крыле зависит от критического угла атаки, при котором происходит переход от присоединенного режима течения к отрывному. Для различных профилей влияние волнистой поверхности проявляется по-разному. В случае профиля Z-15 увеличились критический угол атаки и коэффициент максимальной подъемной силы (см. рис. 10), в случае профиля Z-25 исчез гистерезис аэродинамических характеристик (см. рис. 11). Это обусловлено влиянием волнистой поверхности на отрывной пузырь, что подтверждают результаты как сажемасляной, так и тепловизионной визуализаций. Как и при $\alpha = 0^\circ$, при околокритических значениях угла атаки использование волнистой поверхности приводит к разбиению отрывного пузыря на локальные отрывные зоны (ЛОЗ), расположенные только вдоль впадин. Такая структура ПС более устойчива к отрыву, чем при наличии общей отрывной зоны (ООЗ), распространяющейся по всему размаху крыла.

Тепловизионная визуализация позволила также выявить негативное влияние волнистости крыла на его наветренной поверхности. Так, при $\alpha = 5^\circ$ на наветренной поверхности классического крыла наблюдается ламинарное течение, в то время как на волнистом крыле появляются отрывные зоны и происходит ламинарно-турбулентный переход (рис. 12) [54, 56]. Поэтому, если крыло не эксплуатируется при отрицательных углах атаки, применять волнистость нижней поверхности нецелесообразно.

Работы [57, 58] посвящены исследованию обтекания волнистого крыла под углом скольжения. Такой режим возможен как при движении ЛА самолетной схемы, так и при обтекании ротора несущего винта вертолета. Результаты проведенных исследований показали, что при наличии угла скольжения на околокритических углах атаки несущие свойства волнистого крыла сохраняются и на нем наблюдается более раннее устранение срывного обтекания по сравнению с классическим крылом в случае увеличения угла скольжения модели при закритическом значении угла атаки (рис. 13). В то время как на классическом крыле при угле скольжения $\beta = 30^\circ$ наблюдается зона отрывного течения (см. рис. 13, а, в), на волнистом крыле при закритическом значении угла атаки и том же угле скольжения режим течения меняется с отрывного на присоединенный (см. рис. 13, б, г). Следует отметить, что в случае классического крыла при $\beta = 0^\circ$ срывной режим течения реализуется при $\alpha = 9^\circ$, в случае волнистого крыла — при $\alpha = 16^\circ$.

Необходимость исследования параметров волнистости, обеспечивающей одновременное улучшение срывных свойств крыла и уменьшение его сопротивления на крейсерских режимах полета, обусловила необходимость создания крыла с изменяющейся волнистостью. Разработано вариоформное секционное крыло (рис. 14), на конструкцию которого получен патент РФ [59]. Крыло имеет гибкую обшивку и разбито на секции. При увеличении давления в секциях обшивка надувается, в результате чего поверхность крыла приобретает волнистость, параметры которой близки к ранее исследованным. Путем изменения давления можно изменять высоту горба a (см. рис. 14, б, в).

Результаты работ [60, 61] показали, что, изменяя параметры волнистости, можно воздействовать на режим течения при околокритических значениях угла атаки крыла. Дополнительным преимуществом является возможность изменять аэродинамические характеристики крыла на всех режимах полета путем создания разнотипной волнистости на

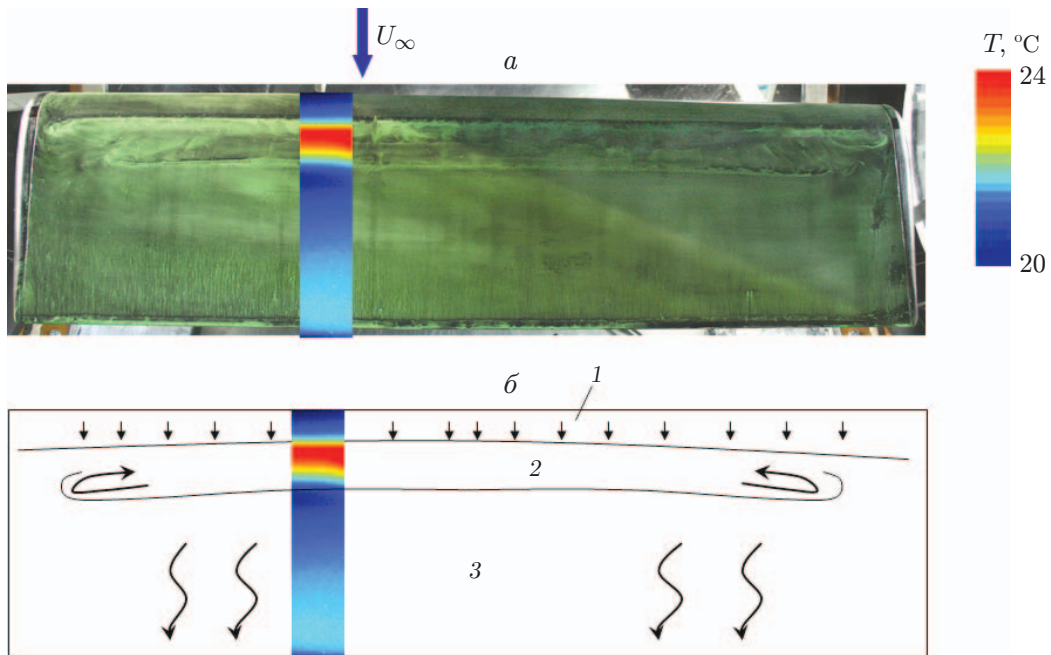


Рис. 9. Результаты сажемасляной (а) и тепловизионной (б) визуализаций процесса обтекания крыла:

1 — ламинарный ПС, 2 — отрывной пузырь, 3 — турбулентный ПС

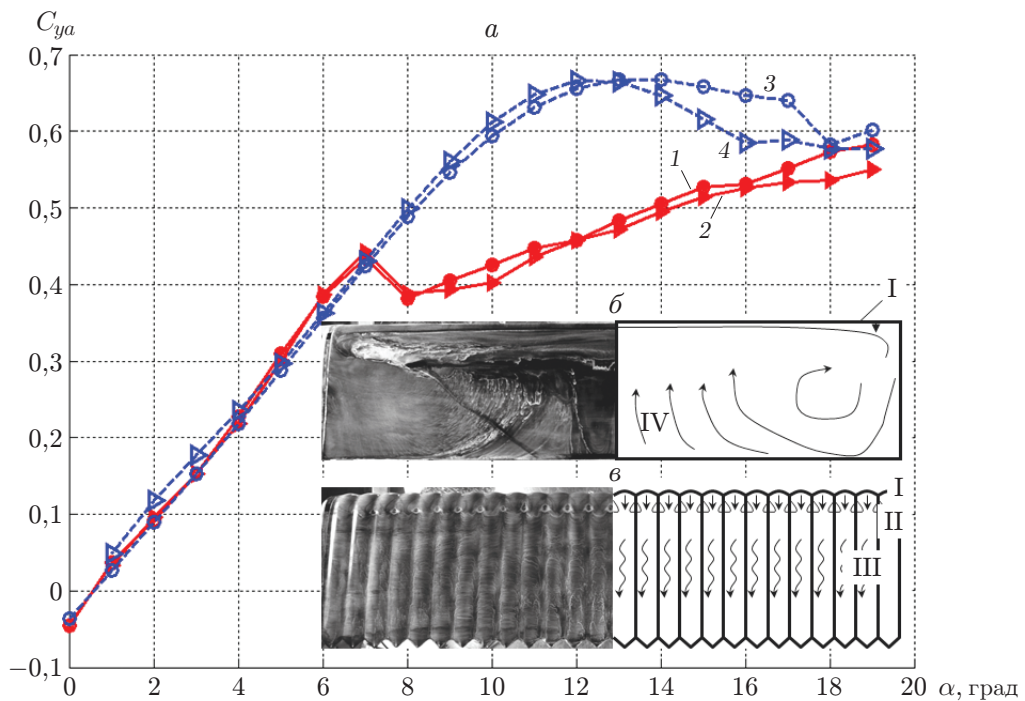


Рис. 10. Зависимость подъемной силы от угла атаки (а), данные сажемасляной визуализации для классического при $\alpha = 8^\circ$ (б) и волнистого при $\alpha = 12^\circ$ (в) крыльев с профилем Z-15:

1 — классическое крыло при увеличении α , 2 — классическое крыло при уменьшении α , 3 — волнистое крыло при увеличении α , 4 — волнистое крыло при уменьшении α ; I — область ламинарного ПС, II — область отрывных пузырей, III — область присоединенного турбулентного ПС, IV — область отрывного течения

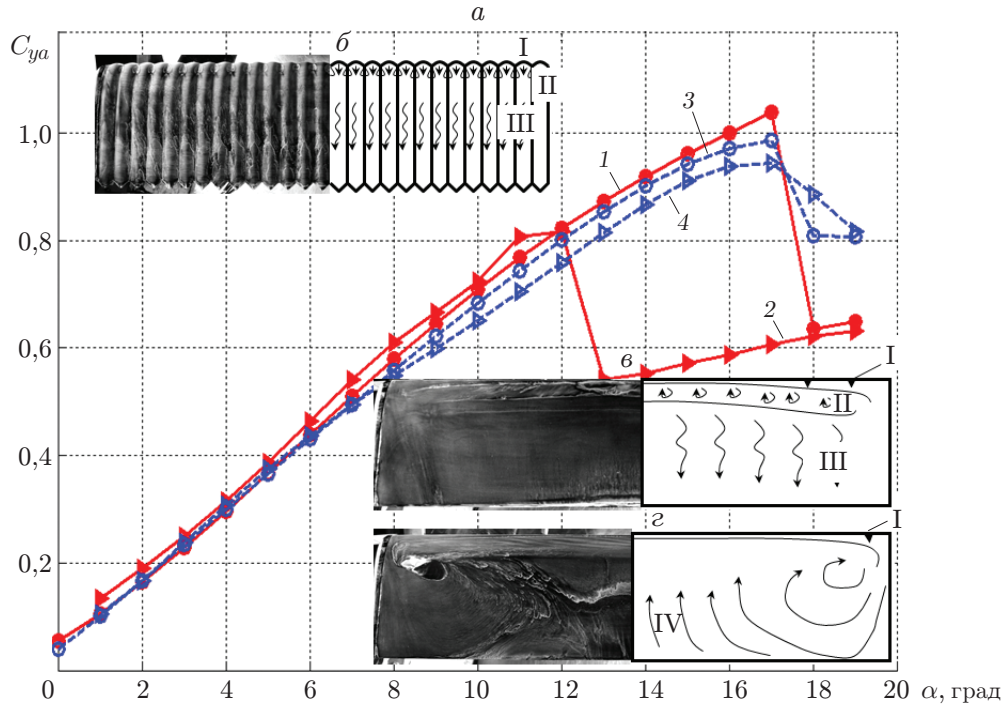


Рис. 11. Зависимость подъемной силы от угла атаки (*a*), данные сажемазляной визуализации при $\alpha = 14^\circ$ для волнистого (*б*), классического при увеличении α (*в*) и классического при уменьшении α (*г*) крыльев с профилем Z-25: 1 — классическое крыло при увеличении α , 2 — классическое крыло при уменьшении α , 3 — волнистое крыло при увеличении α , 4 — волнистое крыло при уменьшении α ; I — область ламинарного ПС, II — область отрывных пузырей, III — область присоединенного турбулентного ПС, IV — область отрывного течения

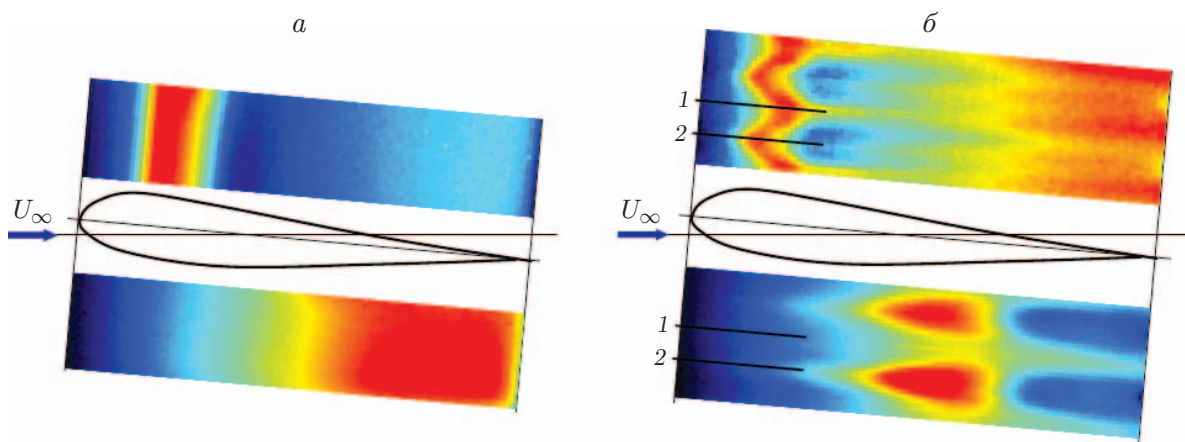


Рис. 12. Результаты тепловизионной визуализации процесса обтекания классического (*a*) и волнистого (*б*) крыльев при $\alpha = 5^\circ$: 1 — горб, 2 — впадина

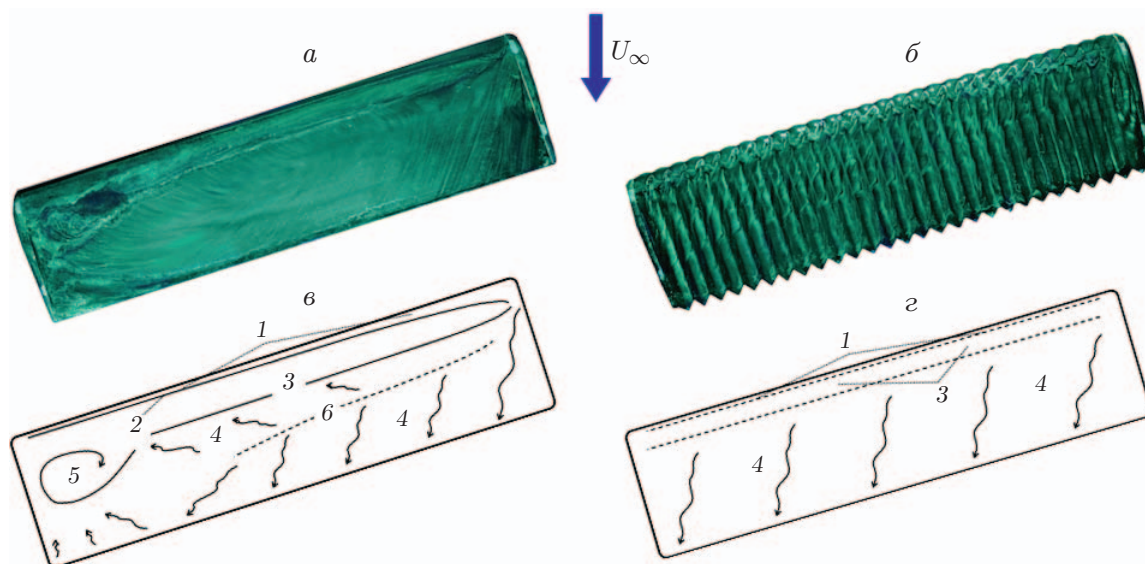


Рис. 13. Результаты визуализации (*а, б*) и схема (*в, з*) течения на модели классического крыла при $\alpha = 9^\circ$, $\beta = 30^\circ$ (*а, в*) и волнистого крыла при $\alpha = 16^\circ$, $\beta = 30^\circ$ (*б, з*):

1 — область присоединенного ламинарного течения, 2 — линия отрыва ламинарного пограничного слоя, 3 — область отрывного пузыря, 4 — зона присоединенного турбулентного течения, 5 — вихревая структура, 6 — линия растекания

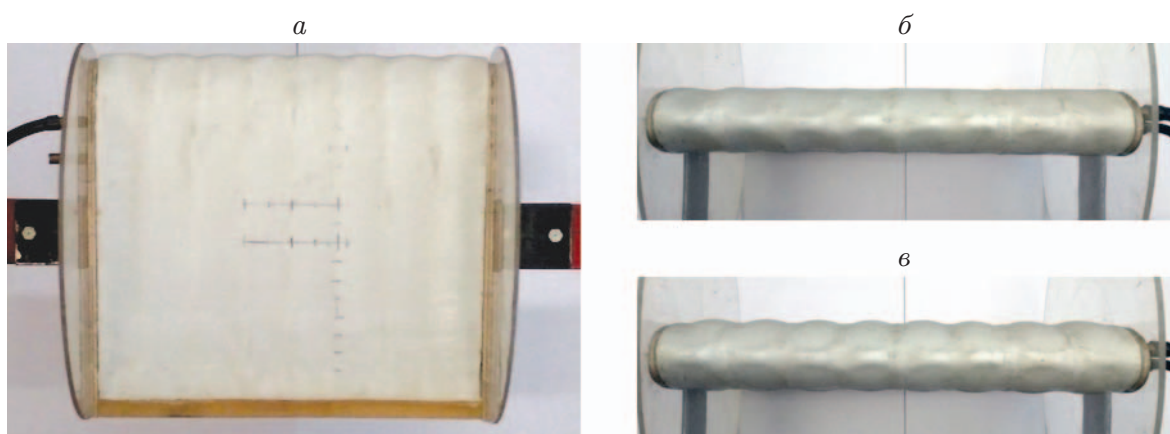


Рис. 14. Модель вариоформного секционного крыла:

а — вид сверху, *б, в* — вид спереди (*б* — классическое крыло ($a = 0$), *в* — волнистое крыло ($a = 0,015c$))

наветренной и подветренной поверхностях крыла, таким образом изменяя среднюю линию профиля модели.

Ранее было показано, что улучшение характеристик крыла происходит, когда ООЗ отрывного пузыря разбивается на ЛОЗ. Следовательно, необходимо, чтобы под действием поперечного градиента давления по размаху крыла образовывались продольные вихри, способные разбить ООЗ на ЛОЗ. В работе [62] предложена методика выбора параметров волнистости для произвольного профиля. Высота волны от впадины до пика a должна быть на порядок больше толщины вытеснения пограничного слоя σ_1 на предотрывном участке ламинарного ПС. Этот параметр можно найти расчетным путем либо с помощью численного моделирования. Наиболее апробированной и верифицированной для этих целей является программа XFOIL [63]. Высоту и ширину горба связывает параметр волнистости

$$K_w = 2a^2/(\sigma_1 g). \quad (1)$$

В работе [62] показано, что при изменении толщины вытеснения пограничного слоя путем изменения скорости набегающего потока при $K_w > 2$ наблюдается устойчивое образование ЛОЗ. Следовательно, можно предположить, что аэродинамические характеристики крыла с такими параметрами волнистости улучшатся.

С помощью вариоформного крыла было показано, что при изменении высоты волны от впадины до пика в диапазоне $a = 0,010c \div 0,015c$ образование ЛОЗ не зависит от того, каким образом создается волнистость: методом вздутия или методом вакуумирования поверхности вариоформного крыла [64]. Наконец, в работе [65] с помощью метода постепенного увеличения высоты горба волнистости a при постоянной скорости набегающего потока показано, что для образования ЛОЗ достаточно, чтобы высота горба превышала толщину вытеснения на предотрывном участке в восемь раз, а параметр волнистости $K_w > 1,5$.

В работе [66] показано, что для улучшения срывных характеристик крыла волнистость поверхности не обязательно должна располагаться на передней кромке, достаточно, чтобы она располагалась в области образования отрывных пузырей. В работе [67] установлено, что создание на крыле течения с ЛОЗ позволяет организовать отсос пограничного слоя, таким образом уменьшая профильное сопротивление крыла (рис. 15).

На рис. 15 представлены распределения толщины потери импульса в следе на подветренной поверхности крыла с ламинаризованным профилем GU-25-5(11)8, имеющим низкое сопротивление (линия 1). Однако при $Re < 500\,000$ срыв потока на этом профиле происходит очень рано. С помощью волнистости критический угол атаки крыла с таким профилем был увеличен, но измерения потери импульса в следе при режиме обтекания максимального качества показали, что профильное сопротивление увеличивается на 18 % (линия 2). С помощью отсоса низкой интенсивности (менее 2 % массового расхода ПС) через отверстия в зоне отрывных пузырей удалось уменьшить различие до 6 % (линия 3).

В работе [68] подтверждена правильность выбранного подхода. Результаты исследования различных параметров волнистости на профиле NASA 0021 при $Re = 77\,000 \div 174\,000$ показывают, что максимальное улучшение аэродинамических характеристик наблюдается у крыльев с параметрами волнистости $a = 0,015c$, $g = 0,11c$, наиболее близкими к тем, которые исследовались в работе [55].

Численные расчеты, выполненные на том же профиле с несколько большей, но близкой волнистостью поверхности, выявили структуру течения с наличием ООЗ на классическом крыле и ЛОЗ на крыле с волнистой поверхностью [69, 70]. Это свидетельствует о том, что инструменты численного моделирования и разработанные модели перехода от ламинарного течения к турбулентному позволяют описать процессы, происходящие при малых значениях числа Рейнольдса на крыльях МЛА, поэтому их можно использовать для оптимизации.

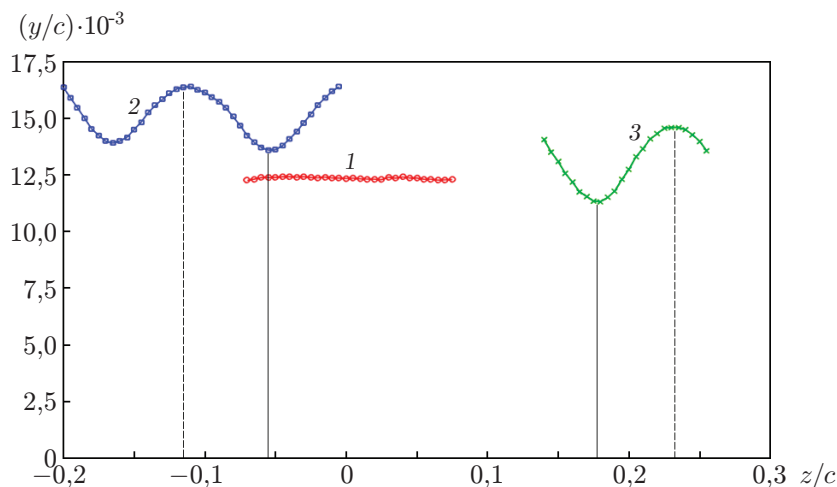


Рис. 15. Распределение толщины потери импульса в следе за крылом с профилем GU-25-5(11)8 при $\alpha = 7^\circ$, $Re = 500\,000$:

1 — классическое крыло, 2 — волнистое крыло в отсутствие отсоса, 3 — волнистое крыло при наличии отсоса; штриховые вертикальные линии — линии впадины, сплошные — линии горба

Заключение. Использование волнистой поверхности крыла является эффективным и перспективным методом улучшения аэродинамических характеристик крыльев мало-размерных летательных аппаратов, лопастей вертолетов, лопастей ветроэнергетических установок небольшой мощности и других аэро- и гидродинамических устройств, эксплуатируемых при вычисленном по хорде крыла числе Рейнольдса $Re \approx 100\,000$.

Воздействие волнистой поверхности на характеристики течения заключается в изменении структуры пограничного слоя, когда общая по размаху крыла область отрывного пузыря разбивается на локальные отрывные зоны. В зависимости от применяемого профиля происходит либо увеличение критического угла атаки с ростом максимального коэффициента подъемной силы, либо постепенное уменьшение подъемной силы на закритических углах атаки и ликвидация гистерезиса аэродинамических характеристик.

Изменение структуры пограничного слоя заключается в образовании вследствие волнистости продольных вихрей на участке с благоприятным градиентом давления, для создания которого необходимы следующие условия:

- 1) наличие волнистости на подветренной поверхности крыла, на участке с благоприятным градиентом давления;
- 2) высота волнистости в 6–8 раз превышает толщину вытеснения ламинарного пограничного слоя в предотрывной области;
- 3) ширина горба волнистого участка поверхности выбирается таким образом, чтобы коэффициент волнистости был равен $K_w = 1,5 \div 3,0$.

При указанных условиях важна не столько форма волнистости, сколько плавность образующей ее кривой.

Обнаружено, что на наветренной поверхности крыла, где градиент давления является благоприятным вплоть до задней кромки, использование волнистости поверхности нецелесообразно, так как это может вызвать появление отрывных пузырей и ламинарно-турбулентный переход, который на гладкой поверхности при данных условиях отсутствует.

Результаты представленных работ достаточны для использования волнистой поверхности крыльев в практической аэродинамике. С научной точки зрения по-прежнему пред-

ставляет интерес исследование условий образования продольных вихрей малой интенсивности, которые, не приводя к ламинарно-турбулентному переходу, подавляют отрыв ламинарного потока. Возможность подобрать параметры волнистой поверхности таким образом, чтобы рассмотренная система вихрей генерировалась на всем размахе крыла, различие продольных вихрей, генерированных волнистостью поверхности и уголковым вихрегенератором, находящимся в пограничном слое, должны стать темой будущих исследований.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Suraj G.G., Mangesh G. M., Jawandhiya P. M.** Review of unmanned aircraft system (UAS) // Intern. J. Adv. Res. Comput. Engng Technol. 2013. V. 2, iss. 4. P. 1646–1658.
2. **Watts A. C., Ambrosia V. G., Hinkley E. A.** Unmanned aircraft systems in remote sensing and scientific research: classification and considerations of use // Remote Sens. 2012. V. 4. P. 1671–1692.
3. **Корченко А. Г., Ильяш О. С.** Обобщенная классификация беспилотных летательных аппаратов // Зб. наук. праць Харків. ун-ту Повітрян. Сил. 2012. Вип. 4. С. 27–36.
4. **Penner H.** Faszination Ultraleichtfliegen / H. Penner, F. Herzog. Stuttgart: Motorbuch Verlag, 2011.
5. **Шлихтинг Г.** Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1969.
6. **Бойко А. В.** Возникновение турбулентности в пристенных течениях / А. В. Бойко, Г. Р. Грек, А. В. Довгаль, В. В. Козлов. Новосибирск: Наука. Сиб. предприятие РАН, 1999.
7. **Gaster M.** The structure and behavior of separation bubbles. L., 1969. (Rep. / Aeronaut. res. council rep. and memoranda; N 3595).
8. **Tani I.** Low-speed flows involving bubble separations // Progr. Aeronaut. Sci. 1964. V. 5. P. 70–103.
9. **Lissman P. B.** Low-Reynolds-number airfoil // Annual Rev. Fluid Mech. 1983. V. 15. P. 223–239.
10. **Ward J. W.** The behavior and effects of laminar separation bubbles on airfoils in incompressible flow // J. Roy. Aeronaut. Soc. 1983. V. 67. P. 783–790.
11. **Raspet A., Cornish J. J., Brayant G. D.** Delay of the stall by suction through distributed perforations // Aeronaut. Engng Rev. 1956. V. 15, N 8. P. 32–39.
12. **Zaman K. B. M. Q., McKinzie D. J.** Control of laminar separation over airfoils by acoustic excitation // AIAA J. 1991. V. 29. P. 1075–1083.
13. **Grundy T. M., Keefe G. P., Lawson M. V.** Effects of disturbances on low Re airfoil flows // Fixed and flapping wing aerodynamics for micro air vehicle applications. Reston: AIAA, 2001. P. 91–113.
14. **Зверков И. Д., Козлов В. В., Крюков А. В.** Влияние степени турбулентности набегающего потока в аэродинамической трубе на отрыв пограничного слоя // Теплофизика и аэромеханика. 2011. Т. 18, № 2. С. 213–224.
15. **Винкельманн А. Э., Барлоу Дж. Б.** Схема обтекания прямоугольного в плане крыла при срыве // Ракет. техника и космонавтика. 1980. Т. 18, № 8. С. 180–182.
16. **Колмаков Ю. А., Рыжов Ю. А., Столяров Г. И., Табачников В. Г.** Исследование структуры обтекания прямоугольного крыла $\lambda = 5$ на больших углах атаки // Тр. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 1985. Вып. 2290. С. 84–89.
17. **Рыжов Ю. А., Столяров Г. И., Табачников В. Г.** Критические режимы перестройки структуры обтекания прямоугольного крыла при дозвуковом нестационарном обтекании // Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 1996. Т. 27, № 3/4. С. 3–12.

18. Головкин М. А., Горбань В. П., Симусева Е. В., Стратонович А. Н. Обтекание прямого крыла при стационарных и квазистационарных внешних условиях // Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 1987. Т. 18, № 3. С. 1–12.
19. Занин Б. Ю. Гистерезис отрывного обтекания модели прямого крыла при изменении скорости потока // ПМТФ. 1997. Т. 38, № 5. С. 80–84.
20. Winkelmann A. E. Flow field studies behind a wing at low Reynolds number. Washington, 1990. (Paper / AIAA; N 90-1471).
21. Bippes H., Jacob H., Turk M. Experimental investigations of the separated flow around a rectangular wing: Forschungsbericht / Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt. N 8112. S. 1., 1981.
22. Bippes H. Experimental investigation of topological structures in three-dimensional separated flow // Boundary-layer separation. Berlin: Springer-Verlag, 1987. P. 379–382.
23. Tobak M., Peake D. J. Topological structures on three-dimensional separated flows. Washington, 1981. (Paper / AIAA; N 81-1260).
24. Dallman V. Topological structures on three-dimensional vortex flow separation. Washington, 1983. (Paper / AIAA; N 83-1735).
25. Weihs D., Katz J. Cellular patterns in poststall flow over unswept wings // AIAA J. 1983. V. 21, N 12. P. 1757–1759.
26. Занин Б. Ю., Козлов В. В., Проскрянов В. Г. Структура турбулентного отрыва на прямом крыле при различных условиях обтекания // Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 1999. Т. 30, № 1/2. С. 77–83.
27. Бойко А. В., Довгаль А. В., Занин Б. Ю., Козлов В. В. Пространственная структура отрывных течений на крыловых профилях (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. 1996. Т. 3, № 1. С. 1–14.
28. Зверков И. Д., Занин Б. Ю. Влияние формы поверхности крыла на отрыв потока // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, № 2. С. 205–213.
29. Козлов В. В., Зверков И. Д., Занин Б. Ю. и др. Экспериментальное и теоретическое исследование развития возмущений в пограничном слое на крыле малого удлинения // Теплофизика и аэромеханика. 2006. Т. 13, № 4. С. 551–560.
30. Козлов В. В., Зверков И. Д., Занин Б. Ю. и др. Исследование развития возмущений отрывного ламинарного течения на крыле с волнистой поверхностью // Теплофизика и аэромеханика. 2007. Т. 14, № 3. С. 343–351.
31. Zverkov I. D., Zanin B. U., Kozlov V. V. Disturbances growth in boundary layers on classical and wavy surface wing // AIAA J. 2008. V. 46, N 12. P. 3149–3158.
32. Watts P., Fish F. E. The influence of passive, leading edge tubercles on wing performance // Proc. of the 12th Intern. symp. on unmanned untethered submersible technology. Durham: Autonomous Undersea Systems Inst., 2001.
33. Miklosovic D. S., Murray M. M., Howle L. E., Fish F. E. Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (*Megaptera novaeangliae*) flippers // Phys. Fluids. 2004. V. 16, N 5. P. 39–42.
34. Johari H., Henoach C., Custodio D., Levshin A. Effects of leading-edge protuberances on airfoil performance // AIAA J. 2007. V. 45, N 11. P. 2634–2641.
35. Hansen K. L., Kelso R. M., Dally B. B. Performance variations of leading-edge tubercles for distinct airfoil profiles // AIAA J. 2011. V. 46, N 1. P. 185–194.
36. Stein B., Murray M. M. Stall mechanism analysis of humpback whale flipper models // Proc. Unmanned Untethered Submersible Technol. 2005. V. 5.
37. Miklosovic D. S., Murray M. M. Experimental evaluation of sinusoidal leading edges // J. Aircraft. 2007. V. 44. P. 1404–1407.

38. **Stanway M. J.** Hydrodynamic effects of leading-edge tubercles on control surfaces and in flapping foil propulsion: Master's thesis. Cambridge: S. n., 2008.
39. **Nierop E. A., Alben S., Brenner M. P.** How bumps on whale flippers delay stall: an aerodynamic model // *Phys. Rev. Lett.* 2008. V. 100. 054502.
40. **Fish F. E., Weber P. W., Murray M. M., Howel L. E.** Marine applications of the biomimetic humpback whale flipper // *Marine Technol. Soc. J.* 2011. V. 45, N 4. P. 198–207.
41. **Hansen K. L., Kelso R. M., Dally B. B.** An investigation of three-dimensional effects on the performance of tubercles at low Reynolds numbers // *Proc. of the 17th Australasian fluid mechanics conf., Auckland (New Zealand), 5–9 Dec. 2010.* N. Y.: Curran Assoc., Inc, 2010. P. 5–9.
42. **Rostamzadeh N., Kelso R. M., Dally B. B., Hansen K. L.** The effect of undulating leading-edge modifications on NACA 0021 airfoil characteristics // *Phys. Fluids.* 2013. V. 25. 117101.
43. **Chen H., Pan C., Wang J.** Effects of sinusoidal leading edge on delta wing performance and mechanism // *Sci. China Technol. Sci.* 2013. V. 56, N 3. P. 772–779.
44. **Joseph J., Sridhar S., Alangar S.** A comparison on the effect of leading edge tubercle on straight and swept wing at low Reynolds number // *Proc. of the 46th Nat. conf. on fluid mechanics and fluid power (FMFP), Coimbatore (India), 9–11 Dec. 2019.* Coimbatore: PSG College of Technol., 2019. N 64.
45. **Weia Z., Newc T. H., Liana L., Zhangd Y.** Leading-edge tubercles delay flow separation for a tapered swept-back wing at very low Reynolds number // *Ocean Engng.* 2019. V. 181, N 1. P. 173–184.
46. **New T. H., Wei Z. Y., Cui Y. D.** Aerodynamic performance and surface flow structures of leading-edge tubercled tapered swept-back wings // *AIAA J.* 2018. V. 56, N 1. P. 423–431.
47. **Kobæk C. M., Hansen M. O. L.** Numerical study of wavy blade section for wind turbines // *J. Phys.: Conf. Ser.* 2016. V. 753. 022039. DOI: 10.1088/1742-6596/753/2/022039.
48. **Bai C.-J., Lin Y.-Y., Lin S.-Y., Wang W.-C.** Computational fluid dynamics analysis of the vertical axis wind turbine blade with tubercle leading edge // *J. Renewable Sustainable Energy.* 2015. V. 7. 033124. DOI: 10.1063/1.4922192.
49. **Shi W., Rosli R., Atlar M., et al.** Hydrodynamic performance evaluation of a tidal turbine with leading-edge tubercles // *Ocean Engng.* 2016. V. 117. P. 246–253.
50. **Seeni A., Rajendran P., Kutty H. A.** A critical review on tubercles design for propellers // *IOP Conf. Ser.: Materials Sci. Engng.* 2018. V. 370. 012015. DOI: 10.1088/1757-899X/370/1/012015.
51. **Butt F. R., Talha T.** Numerical investigation of the effect of leading-edge tubercles on propeller performance // *AIAA J. Aircraf.* 2019. V. 56, N 3. P. 1–15.
52. **Zverkov I. D., Kozlov V. V., Kryukov A. V.** Transitional flow structure on classic and wavy wings at low Reynolds number // *Progr. Flight Phys.* 2014. V. 7. P. 247–260.
53. **Зверков И. Д., Крюков А. В.** Исследование отрыва на волнистом крыле с помощью тепловизора // *Тез. докл. Всерос. семинара “Фундаментальные основы МЭМС- и нанотехнологий”, Новосибирск, 15–16 апр. 2009 г.* Новосибирск: Сибстрин, 2009. С. 21.
54. **Зверков И. Д., Козлов В. В., Крюков А. В.** Влияние волнистости на структуру пограничного слоя и аэродинамические характеристики крыла конечного размаха // *Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Сер. Физика.* 2011. Т. 6, вып. 2. С. 26–42.
55. **Зверков И. Д., Козлов В. В., Крюков А. В.** Улучшение аэродинамических характеристик крыла малоразмерного аппарата // *Докл. АН.* 2011. Т. 440, № 6. С. 1–4.
56. **Zverkov I. D., Kozlov V. V., Kryukov A. V.** Experimental research of the boundary layer structure at near-critical angles of attack for the classical and wavy wings // *Progr. Flight Phys.* 2012. V. 5. P. 252–265.

57. Зверков И. Д., Козлов В. В., Крюков А. В. Особенности обтекания прямого и скользящего крыла конечного размаха с гладкой и волнистой поверхностью в области критических углов атаки // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Сер. Физика. 2012. Т. 4, вып. 2. С. 26–42.
58. Зверков И. Д., Козлов В. В., Крюков А. В. Обтекание моделей крыла с гладкой и волнистой поверхностью при углах скольжения 0, 15, 30 и 45° в области критических углов атаки // Тез. докл. 9-й школы-семинара СибНИА “Аэродинамика и динамика полетов летательных аппаратов”, Новосибирск, 9–11 февр. 2011 г. Новосибирск: Сиб. науч.-исслед. ин-т авиации, 2011. С. 24–25.
59. Пат. 2412864 РФ, МПК В 64 С 21/10, В 64 С 3/30. Способ управления аэродинамическими характеристиками несущей поверхности и несущая поверхность / И. Д. Зверков, В. В. Козлов, А. В. Крюков. № 2009127202/11; Заявл. 14.07.2009; Опубл. 27.02.2011, Бюл. № 6.
60. Зверков И. Д., Крюков А. В. Вариоформное секционное крыло для беспилотного летательного аппарата // Тр. Всерос. науч.-практ. конф. молодых специалистов и студентов “Перспективные технологии самолетостроения в России и мире”, Новосибирск, 1–2 июня 2010 г. Новосибирск: Сиб. науч.-исслед. ин-т авиации, 2010. С. 6–10.
61. Kryukov A. V., Zverkov I. D., Evtushok G. U. The use of the varioform wing for control of surface flow and flight // AIP Conf. Proc. 2017. V. 1893. 030095. DOI: 10.1063/1.5007553.
62. Зверков И. Д., Крюков А. В., Грек Г. Р. и др. Определение параметров волнистой поверхности для крыла малоразмерного летательного аппарата // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Сер. Физика. 2015. Т. 10, № 3. С. 5–18.
63. Drela M. XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils // Low Reynolds number aerodynamics. Berlin; Heidelberg: Springer, 1989. (Lecture notes engng; V. 54).
64. Zverkov I. D., Kryukov A. V., Evtushok G. Yu. Methods of determining the boundary layer characteristics of the varioform section wing // AIP Conf. Proc. 2018. V. 2027. 030097. DOI: 10.1063/1.5065191.
65. Зверков И. Д., Крюков А. В. Исследование образования локальных отрывных зон на крыльях с жесткой и вариоформной волнистой поверхностью // Теплофизика и аэромеханика. 2020. Т. 27, № 6. С. 901–912. DOI: 10.1134/S0869864320060074.
66. Kryukov A. V., Zverkov I. D., Evtushok G. U. On the measurement of aerodynamic characteristics of airfoils with laminarized profiles at low Reynolds numbers // AIP Conf. Proc. 2019. V. 2125. 030039. DOI: 10.1063/1.5117421.
67. Kryukov A. V., Zverkov I. D., Evtushok G. U. Application of local boundary layer suction for laminarized profiles at low Reynolds numbers // AIP Conf. Proc. 2019. V. 2125. 030049. DOI: 10.1063/1.5117431.
68. Shorbagy M. A., El-Hadidi B., El-Bayoumi G., et al. Experimental study on bio-inspired wings with tubercles. S. l., 2019. (Paper / AIAA; N 2019-0848). DOI: 10.2514/6.2019-0848.
69. Skillen A., Revell A., Pinelli A., et al. Flow over a wing with leading edge undulations // AIAA J. 2015. V. 53, N 2. P. 464–472. DOI: 10.2514/1.J053142.
70. Rostamzadeh N., Kelso R. M., Dally B. A numerical investigation into the effects of Reynolds number on the flow mechanism induced by a tubercled leading edge // Theor. Comput. Fluid Dynamics. 2017. V. 31. P. 1–32. DOI: 10.1007/s00162-016-0393-x.

*Поступила в редакцию 12/III 2021 г.,
после доработки — 25/III 2021 г.
Принята к публикации 29/III 2021 г.*