

И. Д. Зверков, А. В. Крюков, Г. Р. Грек

*Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск 630090, Россия*

zverkov@itam.nsc.ru; krukov@itam.nsc.ru; grek@itam.nsc.ru

**ПЕРСПЕКТИВЫ ИССЛЕДОВАНИЙ
В ОБЛАСТИ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
(ОБЗОР)***

Рассматривается проблема улучшения аэродинамических характеристик малоразмерных летательных аппаратов с точки зрения фундаментальных явлений, описанием которых, занимается раздел механики жидкости, газа и плазмы. Это проблема локального отрыва пограничного слоя (отрывные пузыри) и срыва потока с передней кромки крыла, при котором меняется вся глобальная структура обтекания. Представлен обзор работ, устанавливающих эту взаимосвязь, и методов воздействия, устраняющих вредные последствия отрывов. Более детально выделяется в обзоре метод устранения отрыва с помощью волнистой поверхности как наиболее перспективный и легко реализуемый на практике. Вторая часть обзора посвящена анализу обтекания элементов конструкций разнообразных летательных аппаратов с указанием возможных проблемных мест, где реализуется обтекание при числе Рейнольдса менее 10^6 и могут возникать локальные отрывы. Применение волнистой поверхности в таких местах или какой-либо иной способ воздействия на пограничный слой, уменьшающий негативное влияние отрыва пограничного слоя, может улучшить аэродинамические характеристики летательного аппарата и способствовать более эффективной его эксплуатации.

Ключевые слова: малые числа Рейнольдса, обтекание скользящего крыла, волнистая поверхность, пограничный слой, отрывной пузырь, ламинарно-турбулентный переход.

Введение

Успехи в области микроэлектроники и систем искусственного интеллекта привели к бурному развитию авиационной техники. Речь идет, во-первых, о беспилотных летательных аппаратах (БПЛА) с взлетной массой от 10 г до 2 т. Их разнообразие и области применения за последнее время так быстро разрослись, что не выработана еще единая схема их классификации. Наиболее

проработана классификация военных БПЛА, где принято порядка 4–6 основных разделов, обобщенных по совокупности параметров (взлетный вес, дальность, высотность и т. д.), которые в свою очередь разбиваются на более мелкие подразделы, число которых варьируется от 13 до 20. С данной классификацией БПЛА можно ознакомиться в работах [1–3]¹.

Во-вторых, следует отметить всплеск интереса к сверхлегким летательным аппара-

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (гранты № 14-08-00369А; 13-07-00616А; 13-08-00395А).

¹ См. также: http://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned_aerial_vehicle/; <http://www.insidegnss.com/auto/janfeb08-wp.pdf/>.

там. Это летательные аппараты массой до 495 кг, которые предназначены для использования пилотами-любителями. Разнообразие аэродинамических схем и конструкций тут так же очень велико². Не смотря на столь различные категории, размеры и сферы применения, все эти летательные аппараты, с точки зрения механики жидкости, можно рассматривать с одной позиции. Дело в том, что основной элемент конструкции данных летательных аппаратов, создающий подъемную силу, будь то крыло или лопасть подъемного винта, работает в условиях малых чисел Рейнольдса. Это утверждение требует особого пояснения. Когда об обтекании крыла говорят конструкторы летательных аппаратов, они имеют в виду число Рейнольдса по хорде крыла, которое для вышеупомянутых летательных аппаратов составляет 10^4 – 10^5 и в ряде случаев достигает 10^6 . Такие числа Рейнольдса, с точки зрения динамики жидкости и газа, не являются малыми. Однако ключевую роль на аэродинамические характеристики крыла оказывает структура течения в пограничном слое, и если провести нормировку не по хорде крыла, а по толщине вытеснения пограничного слоя, то число Рейнольдса такого течения получается в пределах 10^2 – 10^3 . При этом данное течение реализуется при различных градиентах давления на разных участках крыла. Это необходимо учитывать, чтобы понять сложность и многогранность физической задачи обтекания крыла малоразмерного летательного аппарата. Поэтому, рассматривая все многообразие малоразмерных пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов, в данном обзоре предлагается подойти к решению задач улучшения их аэродинамических характеристик с точки зрения механики жидкости и газа, т. е. рассмотреть, а где же у летательных аппаратов реализуется в полете обтекание при малых числах Рейнольдса? При этом в связи со сложившейся практикой в данном обзоре будет оставлено определение числа Рейнольдса по хорде крыла, но в соответствии с вышесказанным следует помнить, что с точки зрения процессов, происходящих в пограничном слое, оно на два порядка меньше.

Особенности структуры пограничного слоя при малых числах Рейнольдса

Условно можно выделить две области чисел Рейнольдса по хорде крыла: до 10^6 и свыше 10^6 . Различия в этих областях происходят по структуре пограничного слоя на подветренной стороне крыла. На профилях с максимальной толщиной профиля в диапазоне 12–20 % и положением максимальной толщины около 25 % по хорде при числах Рейнольдса выше 10^6 ламинарно-турбулентный переход происходит вблизи точки минимума давления без образования локальных зон отрыва. Напротив, при $Re < 10^6$ обычно сначала происходит отрыв ламинарного пограничного слоя, затем ламинарно-турбулентный переход, и далее турбулентный пограничный слой вновь присоединяется к поверхности крыла, образуя локальную зону отрыва (далее эта зона будет называться отрывной пузырь). Отрывные пузыри с уменьшением числа Рейнольдса вносят все больший вклад в сопротивление крыла. Другой их негативный вклад – это провоцирование срыва потока с передней кромки и образование гистерезиса аэродинамических характеристик.

На рис. 1 представлена структура пограничного слоя при обтекании крыла при числе Рейнольдса менее 10^6 . Более подробные схемы, поясняющие структуру течения в переходных зонах отрыва, приводятся другими авторами [4–8]. В относительно быстрой, по сравнению с присоединенным пограничным слоем, турбулизации, происходящей за точкой отрыва, выражается фундаментальное свойство неустойчивости течения в отрывных областях. С позиций локальной теории гидродинамической устойчивости оно связано с появлением характерного профиля скорости среднего течения с точкой перегиба для течения в зоне отрыва [9]. Принципиальная связь отрыва с потерей течением устойчивости получена асимптотической теорией [10; 11]. В численных решениях уравнений Навье – Стокса она выражается в том, что с ростом числа Рейнольдса не удается получить стационарные решения, которые описывали бы отрывное течение в ламинарном режиме [12–15]. Интерес к ламинарно-турбулентному переходу в областях отрыва пограничного слоя связан еще и с тем, что образование ло-

² <http://www.uaver.com/about-2-5.html/>; <http://www.eaa.org/>; <http://www.reaa.ru/>.

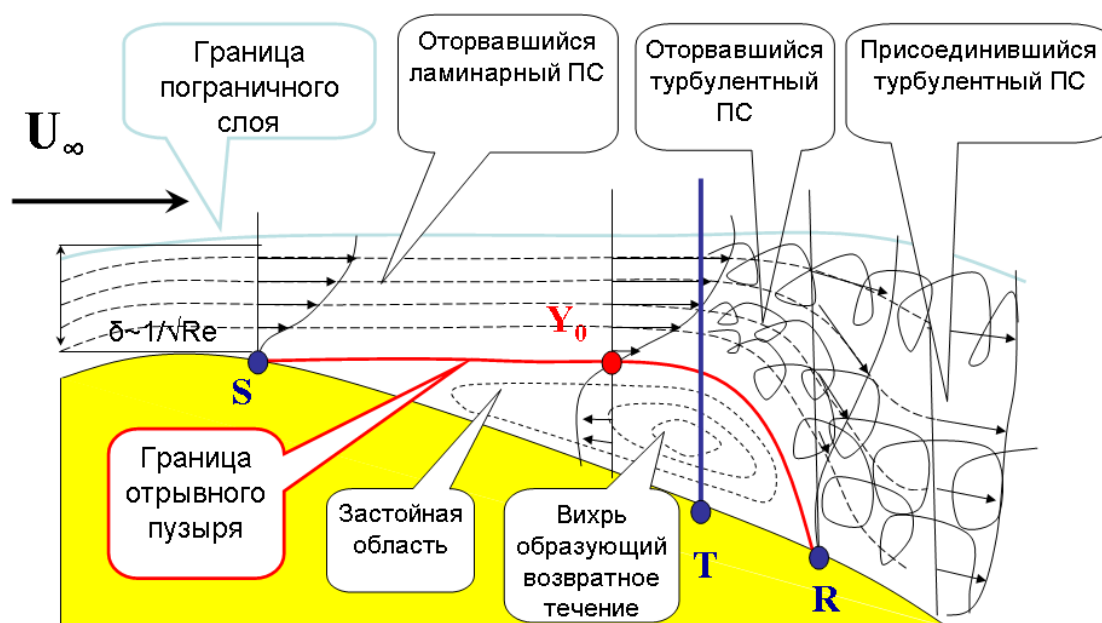


Рис. 1. Схема течения в пограничном слое в зоне ламинарного отрывного пузыря

кальных отрывных зон в условиях гидродинамической неустойчивости и ламинарно-турбулентного перехода представляет собой самостоятельную проблему в изучении свойств отрывных течений. Переходные области отрыва имеют многолетнюю историю исследований, традиционное направление которых заключается в определении параметрических зависимостей основных характеристик течений от условий возникновения отрыва. Этому посвящены работа [16], обзорные работы [8; 17] и последующие оригинальные исследования [18–22]. Установленные в эксперименте корреляции, в частности данные о положении перехода в зоне отрыва, применяются, в свою очередь, в расчетах с использованием эмпирических соотношений [13–20]. В общем случае такой подход к исследованиям отрывных течений, несомненно, целесообразен, однако именно в переходном режиме течения данные, полученные разными авторами, имеют значительный разброс, и надежность эмпирических корреляций сравнительно невелика. Причина заключается в зависимости формирования отрывной зоны от ламинарно-турбулентного перехода, который является сложным процессом, чувствительным к слабым изменениям условий обтекания. Новые возможности в моделировании переходных

отрывных течений лежат на пути углубления представлений о процессе возникновения турбулентности за точкой отрыва и о сопутствующих ему явлениях, с которыми связаны образование областей отрыва, их средние во времени и нестационарные характеристики. Ряд авторов, изучая пульсационные характеристики течения в отрывных зонах, регистрировали различными экспериментальными средствами возмущения ламинарного оторвавшегося слоя, нарастающие за точкой отрыва в направлении потока. В числе подобных работ – обстоятельные исследования структуры течения в локальных отрывных зонах, в том числе ее нестационарной компоненты, предпринятые Гастером [5]. В результате этих экспериментов выяснено, что ламинарно-турбулентный переход происходит в результате пространственного усиления бегущих волн в оторвавшемся сдвиговом слое. Авторы работы [23], визуализируя обтекание профиля крыла с отрывным пузырем вблизи его передней кромки, объясняют данные наблюдений – искривление полос дыма в области перехода – развитием волн неустойчивости; волновые возмущения в зоне отрыва были зафиксированы при визуализации течения также в экспериментах [24]. Результаты этих исследований согласуются с данными

измерений пульсаций скорости в областях отрыва на крыловых профилях, которые приводятся в работах [25–27]. В терминах спектрального анализа ламинарно-турбулентный переход представляет собой процесс усиления в направлении потока волнового пакета колебаний с последующим заполнением частотного спектра пульсаций.

Таким образом, перечисленные исследования однозначно показали связь между отрывными пузырями и ламинарно-турбулентным переходом на крыловом профиле при малых числах Рейнольдса. Дальнейшую работу исследователей усложнило то обстоятельство, что область отрывного пузыря очень чувствительна к внешним воздействиям, таким как степень турбулентности набегающего потока или акустическое воздействие [28; 29]. Глобальной перестройки структуры пограничного слоя не происходит, отрывной пузырь все также присутствует в области ламинарно-турбулентного перехода, однако склонность турбулентного слоя к отрыву уменьшается. Так, при проведении экспериментов в работе [30] выяснилось, что в условиях разных аэродинамических труб аэродинамические характеристики крыла оказываются разными, несмотря на достаточно низкий уровень турбулентности в той или иной трубе. Было

отмечено сильное влияние акустических возмущений на разрушение отрывного пузыря и на аэродинамические характеристики крыла [31]. Исследование связи между геометрическими параметрами отрывного пузыря и аэродинамическими характеристиками крыла при различной степени турбулентности в аэродинамической трубе проводилось в работе [32].

Остается открытым вопрос, какие характеристики более соответствуют полету малоразмерного летательного аппарата (МЛА) в реальной атмосфере. Для этого было необходимо провести летные испытания. Наиболее простым летным экспериментом является использование сажемасляной визуализации пограничного слоя на поверхности крыла, и в работе [32] были даны некоторые критерии, по которым можно оценить влияние атмосферной турбулентности на пограничный слой и рассмотреть картину визуализации пристенного течения.

Воздействие на структуру пограничного слоя с помощью волнистой поверхности

Высокая чувствительность пограничного слоя с отрывным пузырем к различным внешним воздействиям открывает возможность управления параметрами пограничного слоя с помощью локальных воздействий. Наиболее ранние работы связаны с искусственной турбулизацией пограничного слоя на участке с благоприятным градиентом давления. Это может быть достигнуто с помощью турбулизирующей проволоочки перед крылом [33], с помощью шероховатой поверхности [34] или с помощью вихрегенераторов [35; 36]. Проблема заключается в том, что предложенные в указанных источниках способы либо сложны в реализации, либо приводят к росту сопротивления на малых углах атаки. В связи с этим не прекращаются поиски оптимальных форм вихрегенераторов. В последнее время появились два внешне схожих направления: это исследование волнистого крыла [37] и исследование крыла со вздутиями на передней кромке [38–41]. Однако источники появления этих форм крыла разные, соответственно отличаются и формы модификации крыла.

Форма первого направления появилась в результате анализа работ [42; 43], имеет параметры волнистости поверхности (рис. 2, а)

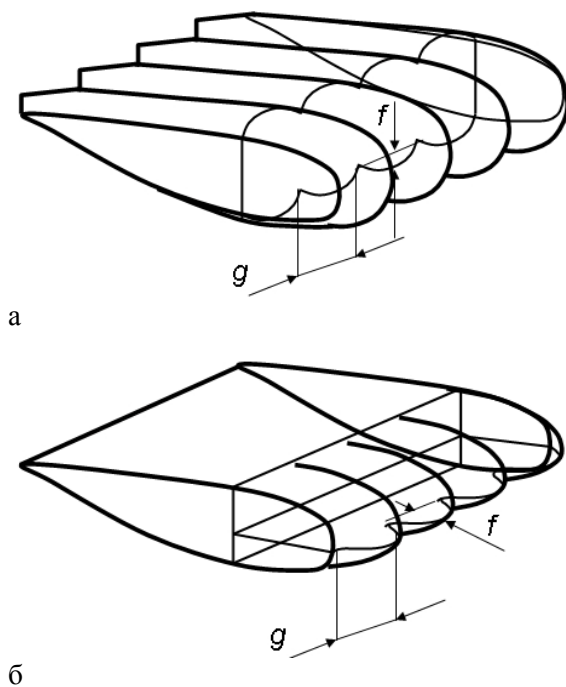


Рис. 2. Эскиз крыла с волнистой поверхностью. Направление 1 – имитация крыла парашюта (а); направление 2 – имитация плавника кита (б)

и в целом напоминает крыло парашюта. Форма второго направления появилась, как имитация плавника кита (рис. 2, б) [38].

Обычно передняя кромка выполняется по синусоидальному закону с максимальной амплитудой $f = 2\text{--}10\%$, и далее вниз по хорде профиль по линии горба сливается с исходным профилем [40].

В работах [38–41] ставилась цель выявить преимущество волнистого крыла над классическим гладким, однако результаты исследований получались противоречивыми. При числах Рейнольдса ($Re = 505\,000\text{--}520\,000$) и модели крыла конечного размаха, которое имитировало плавник кита, преимущества оказались на стороне волнистого крыла [39]. Это выражалось в увеличении критического угла атаки крыла на 40%, увеличении максимальной подъемной силы на 6% и уменьшении сопротивления на закритических углах атаки. Авторы работы [44] провели эксперименты для углов атаки $0^\circ < \alpha < 12^\circ$ и числе Рейнольдса $Re = 250\,000$, используя номинально двумерное крыло с синусоидальной волнистостью передней кромки с усредненными, относительно имеющихся на плавнике кита, параметрами волнистости. Они обнаружили ухудшение аэродинамических характеристик волнистого крыла по сравнению с гладким крылом. Это выражалось как в уменьшении максимальной подъемной силы, так и в увеличении силы сопротивления. Дальнейшие исследования [45] показали, что, действительно, при испытании модели плавника кита в диапазоне чисел Рейнольдса ($Re = 534\,000\text{--}631\,000$) предсрывные характеристики волнистого крыла лучше, чем у классического, а в диапазоне чисел Рейнольдса ($Re = 274\,000\text{--}277\,000$) и двумерном обтекании крыла характеристики волнистого крыла хуже, чем у гладкого. Автор работы [46] проводил исследования машущего крыла такой же формы, которая использовалась в работе [39] в диапазоне чисел Рейнольдса ($Re = 44\,000\text{--}120\,000$). Статические измерения (без задействования функции махания) показали, что модель плавника кита с волнистой передней кромкой демонстрирует снижение максимальной подъемной силы за исключением случая, когда $Re = 120\,000$.

Стационарные и нестационарные характеристики крыла с волнистой передней кромкой были также исследованы в работах

[47; 48], но в этих исследованиях применялась не синусоидальная волнистость, а скорее набор периодических выступов, имеющих плавные очертания. Работы [40; 41] были посвящены исследованию влияния параметров волнистости, в частности размеров и амплитуды синусоидальной волнистости передней кромки, на аэродинамические характеристики профиля. Авторы работы [40], исследуя профиль NACA 63-0021 при числе Рейнольдса ($Re = 183\,000$), обнаружили, что наилучшие показатели имеет крыло с амплитудой волнистости $f = 0,025c$ и длиной волны $g = 0,25c$ (хорды). Это выражается в том, что у крыла с такими параметрами волнистости критический угол атаки был на $4,4^\circ$ меньше, чем у классического крыла, и при этом максимум подъемной силы был лишь на 1% меньше, чем у классического крыла. В работе [41] уже ставилась цель определить наилучшее соотношение амплитуды волны и длины волны, а также отношение амплитуды волны к толщине пограничного слоя. Наилучшие аэродинамические характеристики крыла были обнаружены при соотношениях $f = 0,03c$ и $g = 0,11c$.

Кроме применения волнистой поверхности на крыльях, были отмечены попытки использовать волнистость передней кромки на лопастях ветроэнергетической установки (рис. 3). По данным исследований, проведенных канадским Институтом ветроэнергетики [49], выработка мощности при скорости ветра 15 м/с для турбины с волнистой лопастью оказалась на 20% выше, чем для турбины с классической (гладкой) лопастью.

Однако физические механизмы улучшения или ухудшения аэродинамических характеристик волнистого крыла оставались не ясными, пока не удалось подробно исследовать структуру пограничного слоя на классическом (гладком) и волнистом крыле. Большая часть таких работ была выполнена в лаборатории Аэрофизических исследований дозвуковых течений. Лаборатория находится в Институте теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича и обладает уникальным комплексом исследовательских методик и аэродинамических установок. С характеристиками аэродинамической трубы и методиками можно ознакомиться в работах [50–52]. Часть работ была выполнена коллективом лаборатории

совместно с коллегами из Новосибирского государственного технического университета и центра DLR в Геттингене. Дальнейший обзор работ [53–65] посвящен исследованиям аэродинамических характеристик волнистого крыла с геометрическими параметрами волнистости, приведенными на рис 4.

Более подробно следует остановиться на том, какая это волнистость и чем волнистое крыло отличается от классического гладкого. В отличие от работ [39–41] это не синусоидальная волнистость, а от моделей, использованных в работах [47; 48], волнистость отличается параметрами горбов и расположением их на крыле. Профиль данного волнистого крыла во впадине, которая составляет 1% от хорды модели, совпадает с профилем классического крыла. Горбы образованы постоянным радиусом $r_h = 15,4\%$ хорды (c) таким образом, что образуется максимальный прогиб $f = 1,3\%$ хорды. Таким образом, мидель волнистого крыла несколько больше, чем мидель исходного

классического гладкого. Для создания острой задней кромки модели эта часть волнистого крыла была выполнена пилообразно (рис. 4).

Проведены исследования на крыле малого удлинения, которые показали различие в структуре пограничного слоя гладкого и волнистого крыла при нулевом угле атаки. На рис. 5 приведена совмещенная картина сажемазляной визуализации течения и распределения пульсаций в пограничном слое классического и волнистого крыла, сделанная по результатам исследований, подробно изложенных в работах [53; 54].

Сажемазляная визуализация течения в пограничном слое показывает, что на волнистом крыле отрывные пузыри локализуются только вдоль линии впадины в отличие от классического гладкого крыла. Структура ламинарно-турбулентного перехода вдоль линии впадины аналогична структуре перехода, наблюдаемой на классическом крыле. Вдоль линии горба пульсации нарастают

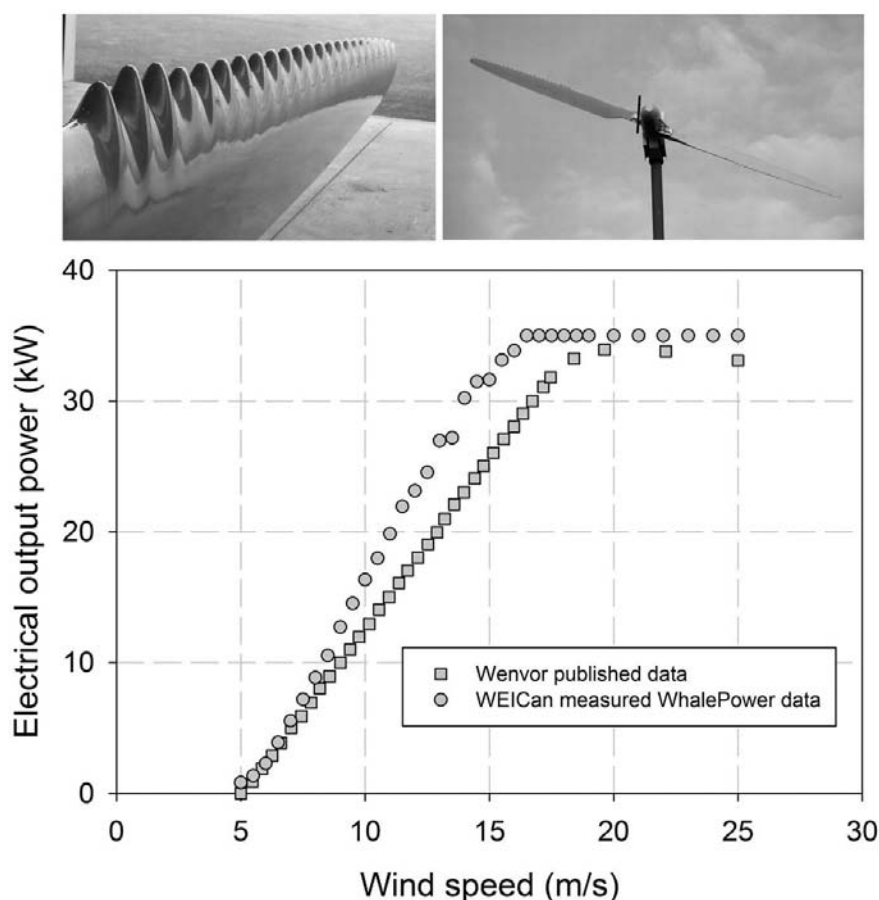


Рис. 3. Данные по выработке мощности двухлопастной турбины с классическим и волнистым крылом [49]

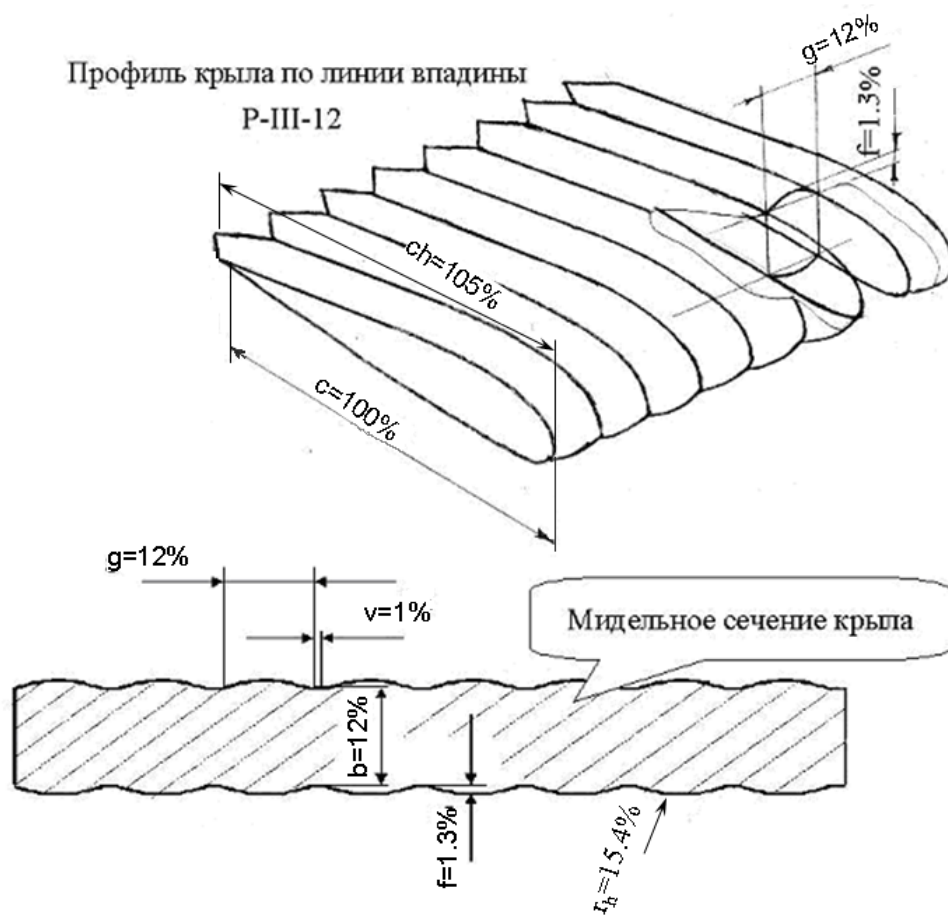


Рис. 4. Геометрические параметры волнистого крыла

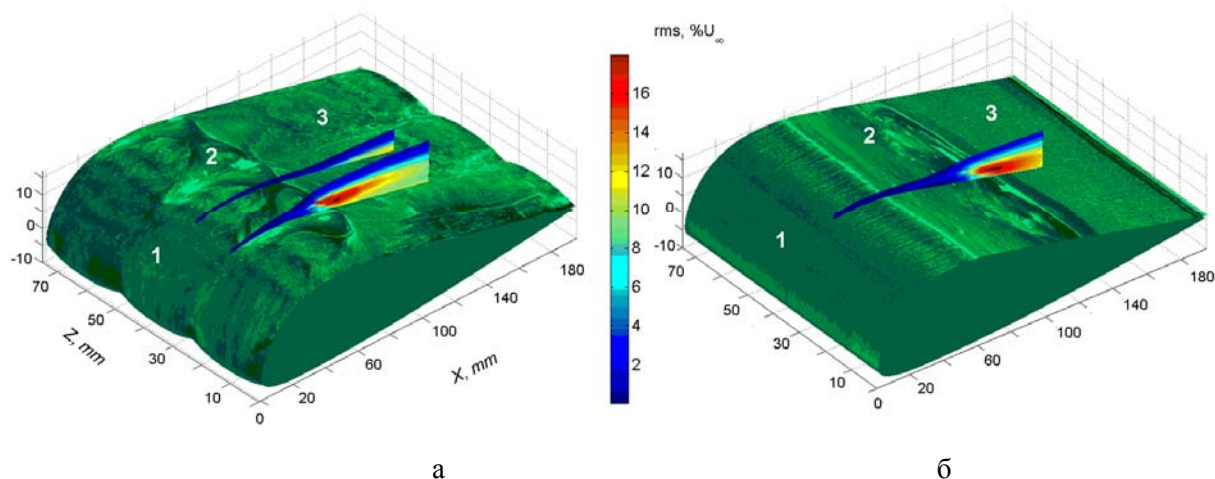


Рис. 5. Сажемастная визуализация структуры ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое и распределение среднеквадратичных пульсаций на волнистом (а) и классическом (б) крыле с профилем ЦАГИ Р-IIIА-12 при нулевом угле атаки, число Рейнольдса $Re = 1,5 \cdot 10^5$ и степень турбулентности $\epsilon = 0,04\%$ (1 – ламинарное течение; 2 – отрывной пузырь; 3 – присоединенное турбулентное течение)

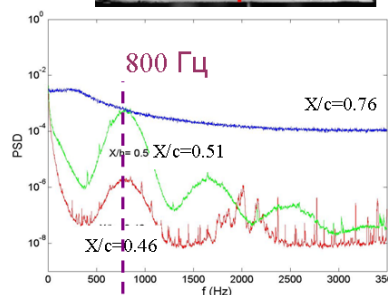
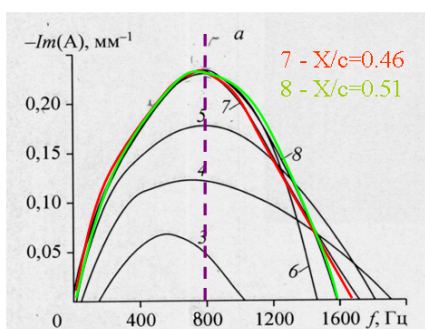
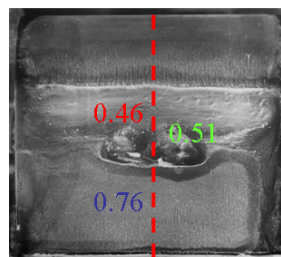
заметно медленнее. Эти наблюдения подтверждает сравнение экспериментальных данных с расчетами в рамках линейной те-

рии устойчивости и локально параллельного приближения [55; 56]. На рис. 6, 7 показаны позиции измерений спектров пульсаций для

классического и волнистого крыла и приведено сравнение пакета волн неустойчивости, наблюдаемого в эксперименте, с данными расчета максимально неустойчивых мод. Центральная частота и общая форма

пакета волн неустойчивости хорошо согласуются с максимально неустойчивыми модами, полученными в результате расчетов согласно линейной теории устойчивости в локально параллельном приближении.

Сажемастная визуализация на классическом крыле

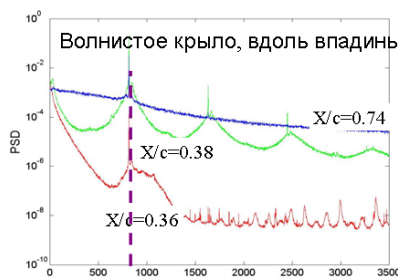
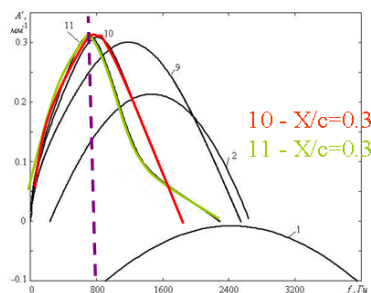
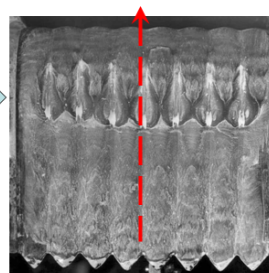


Коэффициенты усиления возмущений (Расчёт. Рудяк В.Я., Борд Е.Г., Кранчев Д.Ф.)

Спектры возмущений (Эксперимент Занин Б.Ю., Козлов В.В., Зверкови Д.)

Рис. 6. Сравнение характеристик экспериментального пакета волн неустойчивости с расчетными характеристиками максимально неустойчивых мод возмущений для пограничного слоя классического гладкого крыла

Сажемастная визуализация на волнистом крыле



Коэффициенты усиления возмущений (Расчёт. Рудяк В.Я., Борд Е.Г., Кранчев Д.Ф.)

Спектры возмущений (Эксперимент Занин Б.Ю., Козлов В.В., Зверкови Д.)

Рис. 7. Сравнение характеристик экспериментального пакета волн неустойчивости с расчетными характеристиками максимально неустойчивых мод возмущений для пограничного слоя волнистого крыла вдоль впадины

Исследования, проведенные методом PIV на профиле Z-15-25 [57] (рис. 8), позволили получить пространственное распределение возмущений в пограничном слое волнистого крыла. Было показано, что в зависимости от формы профиля меняется положение ламинарно-турбулентного перехода по хорде, но в целом структура перехода остается сходной со структурой перехода, обнаруженной в предыдущих работах.

Отрыв локализуется только вдоль линии впадины, и там начинается ламинарно-турбулентный переход, в то время как вдоль линии горба наблюдается задержка ламинарно-турбулентного перехода. Исследование на профиле Z-15-25 на нулевом угле атаки позволили сравнить методы сажемасляной и тепловизионной визуализации [58] (рис. 9).

Сравнение измеренных аэродинамических характеристик крыла с результатами визуализации течения проведено в работах [59–61] и представлено на рис 10, 11.

Эти исследования определенно показали связь между структурой отрывного пузыря на крыле и критическим углом атаки крыла, при котором происходит переход режима течения от присоединенного к отрывному. Для различных форм профилей воздействие волнистой поверхности на аэродинамические характеристики крыла проявилось по-разному. Для профиля Z-15 увеличился критический угол атаки и коэффициент максимальной подъемной силы (см. рис. 10), а для профиля Z-25 исчез гистерезис аэродинамических характеристик (см. рис. 11).

Это стало следствием влияния волнистой поверхности на отрывной пузырь, что подтвердилось результатами визуализаций как сажемасляной, так и тепловизионной. Как и при угле атаки $\alpha = 0^\circ$, на околокритических углах атаки волнистая поверхность приводит к разбиению отрывного пузыря на зоны, локализуемые только вдоль линии впадин. Такая структура пограничного слоя оказывается более устойчивой к отрыву, чем при отрывном пузыре, распространяющемся по всему размаху крыла.

Тепловизионная визуализация позволила выявить негативное влияние волнистости крыла на наветренной стороне поверхности крыла. Так, при угле атаки $\alpha = 5^\circ$ на наветренной стороне классического гладкого крыла наблюдается ламинарное течение, в то время как на волнистом крыле появля-

ются отрывные зоны, и происходит ламинарно-турбулентный переход [59; 61] (рис. 12). Поэтому, если крыло не используется при отрицательных углах атаки, применять волнистость нижней поверхности не имеет смысла.

Следующий очень важный вопрос, сохранит ли свои преимущества волнистое крыло при обтекании под углом скольжения? Такой режим возможен как при эволюциях летательного аппарата самолетной схемы, так и при обтекании ротора несущей

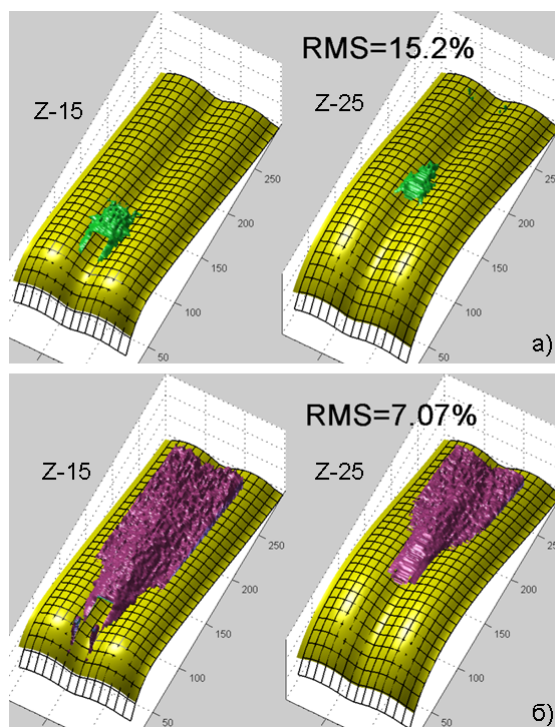


Рис. 8. Изолинии среднеквадратичных пульсаций продольной компоненты скорости в пограничном слое на волнистом крыле, амплитуда 15,2 % от U_∞ (а) и 7,07 % от U_∞ (б)

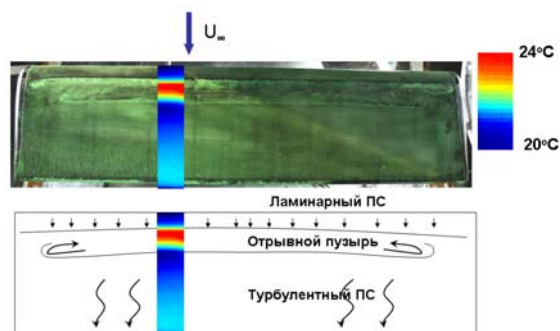


Рис. 9. Сравнение результатов сажемасляной и тепловизионной визуализаций

Z-15

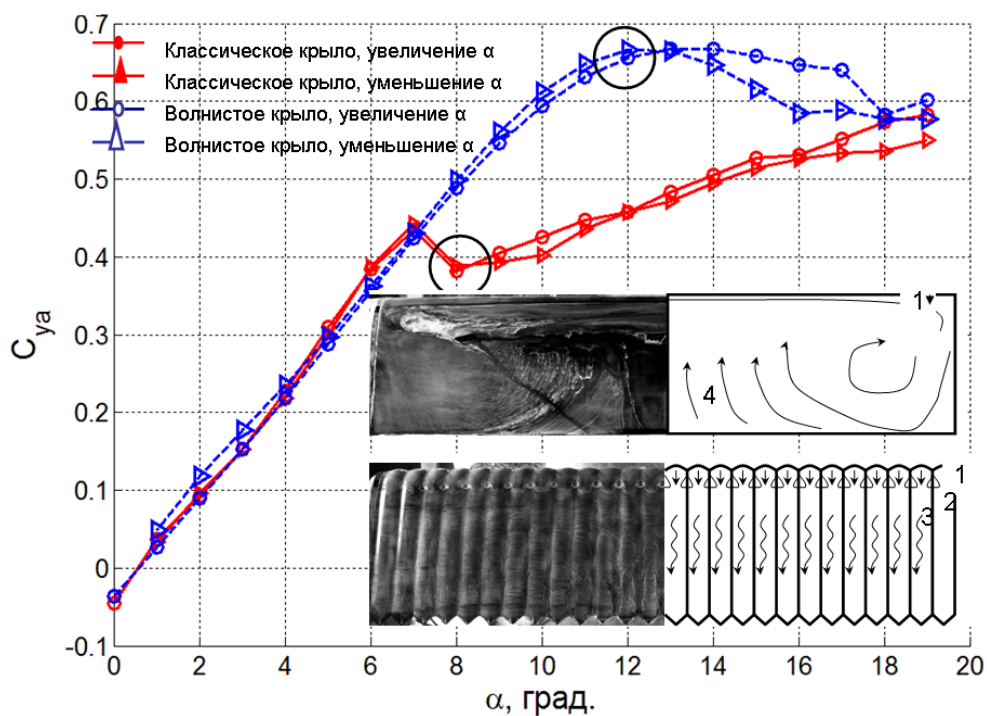


Рис. 10. Сопоставление графика зависимости подъемной силы от угла атаки с данными сажемасляной визуализации для волнистого и классического крыла с профилем Z-15: 1 – область ламинарного течения; 2 – область отрывных пузырей; 3 – область присоединенного турбулентного течения; 4 – область отрывного течения

Z-25

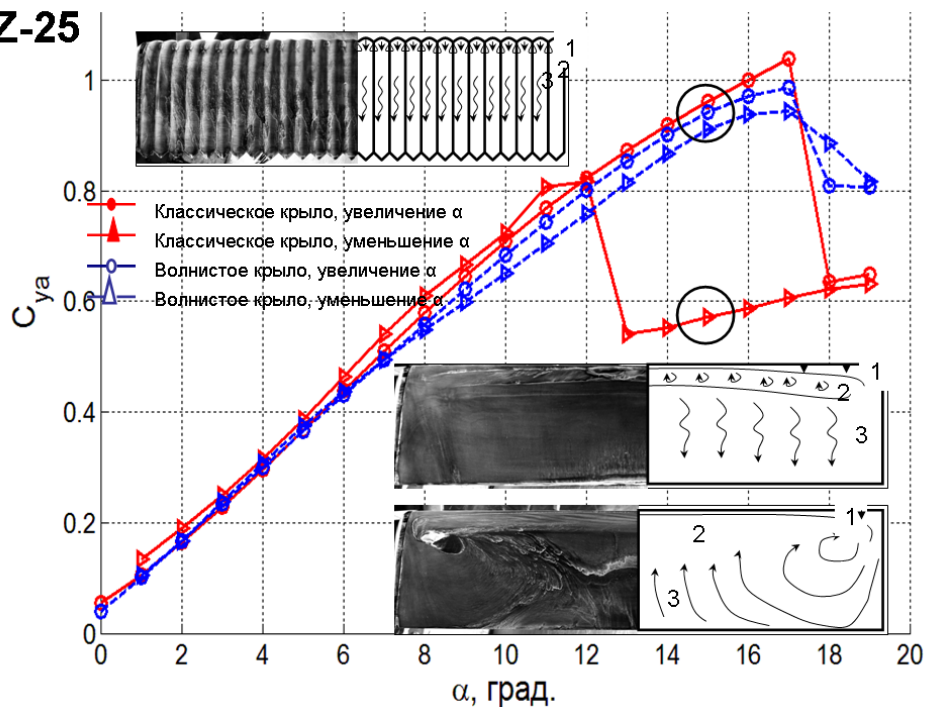


Рис. 11. Сопоставление графика зависимости подъемной силы от угла атаки с данными сажемасляной визуализации для волнистого и классического крыла с профилем Z-15: 1 – область ламинарного течения; 2 – область отрывных пузырей; 3 – область присоединенного турбулентного течения; 4 – область отрывного течения

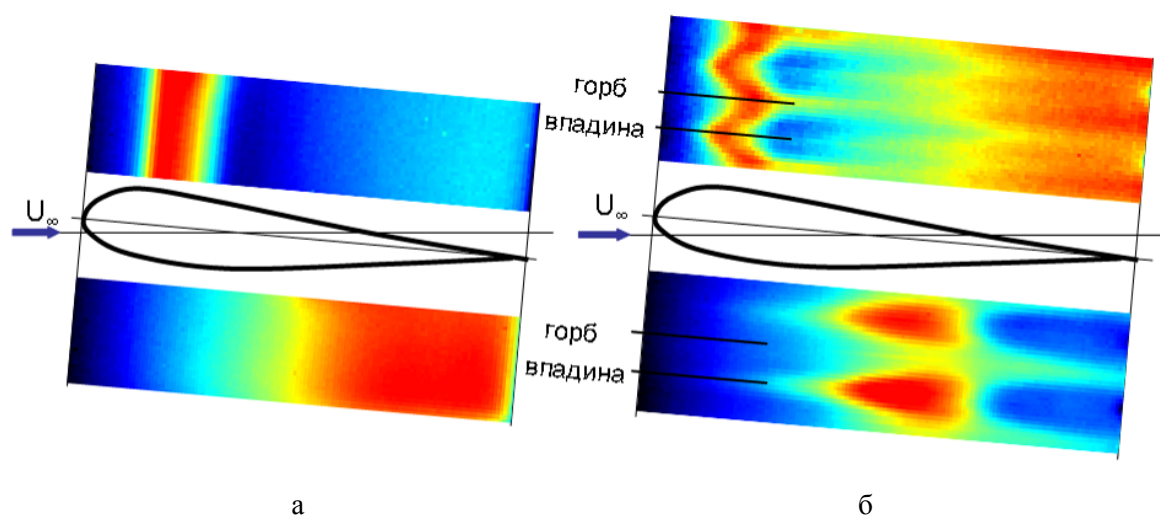


Рис. 12. Тепловизионная визуализация на угле атаки $\alpha = 5^\circ$ классического крыла (а) и волнистого крыла (б)

го винта вертолета. С этой целью был проведен ряд экспериментальных исследований [62; 63], которые показали, что волнистое крыло не только сохраняет свои несущие свойства на околокритических углах атаки при наличии угла скольжения, но и на нем наблюдается более раннее устранение срывного обтекания по сравнению с классическим крылом в случае увеличения угла скольжения модели, установленной на закритическом угле атаки. Это хорошо иллюстрируют рис. 13, 14. В то время как на классическом крыле при угле скольжения $\beta = 30^\circ$ все еще наблюдается зона отрывного течения (см. рис. 13), на волнистом крыле на закритическом угле атаки режим течения при том же угле скольжения сменился с отрывного на присоединенный (см. рис. 14). Необходимо также обратить внимание на то, что для классического крыла срывной режим течения при $\beta = 0^\circ$ реализуется на углах атаки $\alpha = 9^\circ$, а для волнистого крыла при $\alpha = 16^\circ$.

Необходимость исследования параметров волнистости, которая бы обеспечивала одновременно улучшение срывных свойств крыла и снижение его сопротивления на крейсерских режимах полета, привела к задаче создания крыла, волнистость которого могла бы изменяться. Так появилось *вариоформное секционное* (ВФС) крыло (рис. 15), на конструкцию которого был получен патент Российской Федерации [64]. Крыло имеет гибкую обшивку и разбито на секции.

При увеличении давления в секциях происходит выпучивание обшивки, в результате чего поверхность крыла приобретает волнистость с параметрами, близкими к параметрам волнистости моделей, исследованных ранее. Изменением величины давления можно менять высоту горба f (см. рис. 4).

Исследования, описанные в работе [65], показали, что изменяя параметры волнистости можно менять режим течения на околокритических углах атаки крыла. Дополнительным преимуществом оказалась возможность менять аэродинамические характеристики крыла на всех режимах полета с помощью создания разнотипной волнистости на наветренной и подветренной сторонах крыла, тем самым изменяя среднюю линию профиля модели [52].

Однако основной вопрос о создании оптимальной волнистости так и остается нерешенным. Возможно, что для каждого семейства профилей с учетом реального числа Рейнольдса, при котором они эксплуатируются, придется подбирать свою волнистость. Это задача будущих исследований. Из проделанных работ пока можно вывести только следующие обобщенные экспериментальные зависимости.

1. Высота горба должна быть в 2,5–3 раза больше толщины вытеснения пограничного слоя на предотрывном участке течения.
2. Ширина горба должна быть в 9–10 раз больше его высоты.

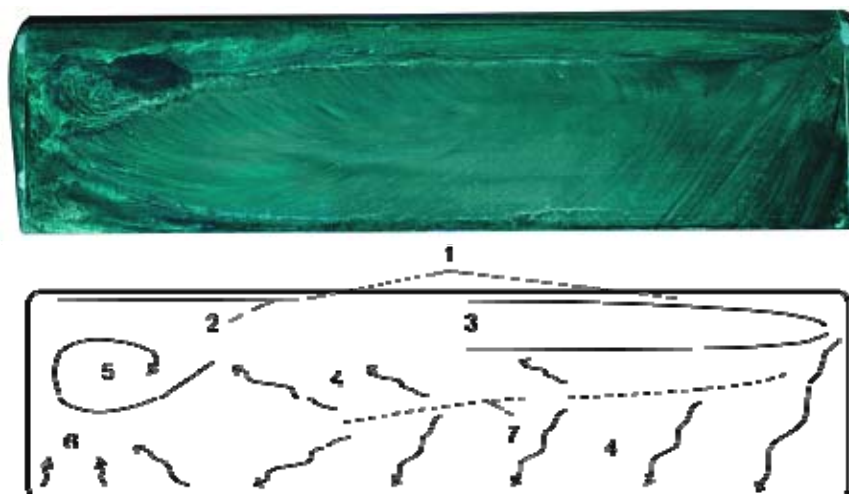


Рис. 13. Визуализация течения на модели гладкого крыла при $\alpha = 9^\circ$, $\beta = 30^\circ$: 1 – область присоединенного ламинарного течения; 2 – линия отрыва ламинарного пограничного слоя; 3 – область отрывного пузыря; 4 – зона присоединенного турбулентного течения; 5 – вихревая структура; 7 – линия растекания

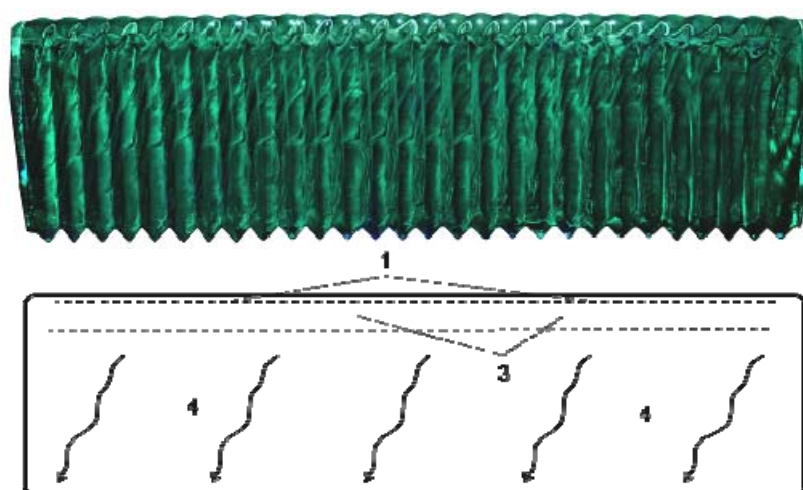


Рис. 14. Визуализация течения на модели волнистого крыла при $\alpha = 16^\circ$, $\beta = 30^\circ$. 1 – область присоединенного ламинарного течения; 3 – система отрывных пузырей; 4 – зона присоединенного турбулентного течения

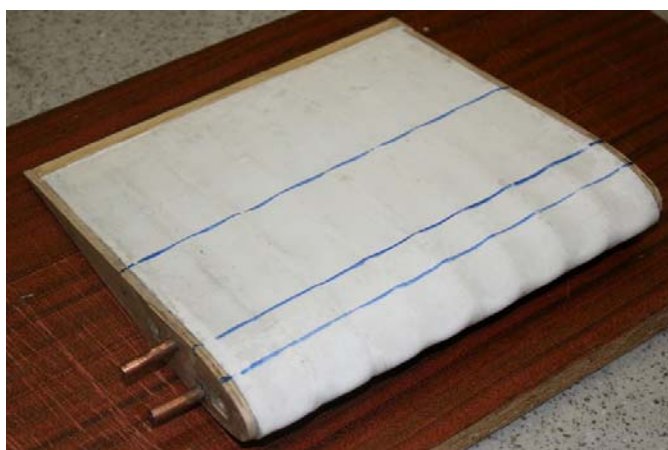


Рис. 15. Фотография модели вариоформного секционного крыла

3. Увеличение расстояния между горбами приводит к расширению отрывной области.

4. Наибольший вклад в улучшение аэродинамических характеристик вносит волнистость, начинающаяся с передней кромки крыла и распространяющаяся до 50 % протяженности его хорды (c).

Сферы применения фундаментальных знаний об обтекании тел при малых числах Рейнольдса

Такое физическое явление, как отрывной пузырь, изучено достаточно подробно, известны критерии его возникновения и некоторые способы влияния на размеры отрывного пузыря, в частности подробно описанная выше технология придания поверхности волнистости. Однако на практике наблюдаются инженерные решения, которые игнорируют наличие явления отрывного пузыря. В силу этих причин ухудшаются характеристики вновь проектируемых беспилотных и даже пилотируемых летательных аппаратов. Вторая цель данного обзора – показать типы летательных аппаратов, где эти проблемы могут быть решены при использовании накопленных фундаментальных знаний. Результаты анализа представлены ниже, где кратко описывается тип летательного аппарата и указываются места возможного появления отрывных пузырей. Приводится также пример конкретного летательного аппарата данного типа и его фотография.

Беспилотные высотные летательные аппараты долговременного патрулирования (HALE). Типичные представители летательных аппаратов, попадающие под определение малых чисел Рейнольдса, – это Zephyr³ с массой 30 кг и Global Observer⁴ с взлетной массой 1 800 кг (рис. 16).

У Zephyr даже у земли число Рейнольдса по хорде крыла составляет величину порядка 500 000. На высоте 20 км оно снижается еще в 3–4 раза. Global Observer – машина на порядок тяжелее, и у земли число Рейнольдса больше 1 миллиона, но на высоте оно па-

дает до 500 000, и обтекание даже основного крыла опять попадает в область малых чисел Рейнольдса. Отрывные пузыри, соответственно, могут наблюдаться как на основном крыле так и на хвостовом оперении.

Беспилотные средневысотные летательные аппараты долговременного патрулирования, взлетной массой менее 1000 кг (MALE). Пример: Predator MQ-1⁵ (рис. 17).

У самолетов данного назначения не высокая скорость патрулирования (около 40 м/с) и большое удлинение крыла, которое к тому



а



б

Рис. 16. БПЛА Zephyr (а), Global Observer (б)



Рис. 17. БПЛА Predator MQ-1

³ http://en.wikipedia.org/wiki/Qinetiq_Zephyr/; <http://www.airforce-technology.com/projects/zephyr/>.

⁴ http://en.wikipedia.org/wiki/AeroVironment_Global_Observer/; <http://www.airforce-technology.com/projects/globalobserverunmann/>.

⁵ http://ru.wikipedia.org/wiki/MQ-1_Predator



Рис. 18. БПЛА RQ 2 Pioneer



Рис. 19. Планер Light Hawk, взлетный вес 200 кг



Рис. 20. Сверхлегкий самолет укороченного взлета и посадки Super STOL



Рис. 21. БПЛА класса мини. ZALA-421-04M

же имеет сужение. По этой причине на концевых частях крыла и на стабилизаторах у летательных аппаратов такого типа также

возможно появление локальных отрывных пузырей.

Беспилотные летательные аппараты (средней дальности – MR). Пример: RQ_2 Pioneer⁶ (рис. 18).

Взлетная масса данного типа летательных аппаратов снижается до уровня менее 300 кг, а необходимость продолжительного нахождения в воздухе диктует необходимость иметь невысокую скорость и большое удлинение крыла. При этих условиях уже по всему размаху крыла может реализовываться число Рейнольдса менее 500 000, когда влияние отрывных пузырей становится заметным.

Пилотируемые сверхлегкие планеры, например Light Hawk⁷ (рис. 19).

Высокие аэродинамические качества, требуемые для таких планеров, также обуславливают применение крыла с большим удлинением, что влечет уменьшение хорды крыла и попадание в диапазон чисел Рейнольдса менее 10^6 . Отрывные пузыри могут возникать на концах крыла и на хвостовом оперении.

Сверхлегкие летательные аппараты укороченного взлета и посадки. Пример: Super STOL⁸ (рис. 20).

В целом крыло такого типа летательного аппарата работает при числах Рейнольдса больше 1 миллиона. Но крыло имеет развитую механизацию в виде предкрылков и закрылков, которые работают на взлете и посадке как отдельные аэродинамические поверхности при скоростях обтекания порядка 20 м/с, а типичные хорды порядка 0,4–0,2 м. В этом случае число Рейнольдса для закрылков и предкрылков также уменьшается ниже 500 000, и может проявиться влияние отрывных пузырей.

Малоразмерные беспилотные самолеты массой ниже 10 кг. Пример: ZALA-421-04M⁹ (рис. 21). В этой весовой категории практически любой аппарат имеет область обтекания при малых числах Рейнольдса.

Более того, для этого класса особенно актуальной становится задача увеличения критических углов атаки. Это необходимо в силу того, что полеты проводятся в нижних слоях атмосферы, где возможны и сильные

⁶ http://ru.wikipedia.org/wiki/RQ-2_Pioneer

⁷ <http://glidersport.net/index.html>

⁸ <http://www.justaircraft.com/#gsc.tab=0>

⁹ <http://zala.aero/zala-421-04/>

(до 10 м/с) вертикальные порывы ветра, и сдвиги ветра по высоте, при этом угол атаки крыла малоразмерного летательного аппарата может неожиданно увеличиться. Поэтому иметь широкий диапазон углов атаки, при котором не происходит срыва потока, для описываемого класса летательных аппаратов очень важно. Это обусловило факт того, что наибольшее количество работ, в которых исследуется отрывной пузырь, посвящены именно этому классу летательных аппаратов.

Вертолеты взлетной массой менее 500 кг. Пример: Schiebel Camcopter S-100¹⁰ и Robinson R22¹¹ (рис. 22).

Хорда несущего винта подобного рода вертолетов не более 0,1–0,2 м. Поэтому на части лопасти ближе к корню часто возникают условия обтекания при числе Рейнольдса менее 500 000, когда возможно появление отрывных пузырей. Особенно это актуально для отступающей лопасти, где в силу неблагоприятного сложения скоростей потока и кругового вращения несущего винта известен эффект срыва потока [66], что ограничивает скорость полета винтокрылой машины.

Автожиры массой до 500 кг. Пример: Xenon 2¹² (рис. 23).

Автожиры отличаются от вертолетов более простой конструкцией, поэтому завоевывают все большую популярность среди пилотов-любителей.

Малые числа Рейнольдса также реализуются на лопастях несущего винта. Лопасти несущего винта автожира, как и лопасти вертолета, совершают маховые движения во время полета, поэтому расширение допустимых углов атаки лопасти является актуальной задачей для данного типа летательных аппаратов.

Мультикоптеры. Пример: Hexa-carbon-v6-arf¹³ (рис. 24, а) и E-Volo¹⁴ (рис. 24, б).

Возможность создания мультикоптерных систем появилась после появления таких важнейших компонентов, как: аккумуляторы с большой плотностью запасенной энергии (0,13 Кв·ч/кг); вентильные электродвигатели

на постоянных магнитах; полупроводниковая силовая электроника для управления этими двигателями.

В отличие от вертолетов несущие винты мультикоптеров не имеют шарниров и механизмов изменения углов атаки. Управление происходит только за счет изменения скорости вращения винта. Винтов много, этим достигается надежность и гибкость системы управления, но есть и обратная сторона – винты малого диаметра, и хорда лопасти получается меньше 1–5 см. Поэтому при обтекании таких лопастей тоже



а



б

Рис. 22. Легкий (200 кг) беспилотный вертолет (а) Schiebel Camcopter S-100, легкий пилотируемый вертолет Robinson R22 (б)



Рис. 23. Автожир Xenon 2 на службе полиции

¹⁰ http://en.wikipedia.org/wiki/Schiebel_Camcopter_S-100

¹¹ http://ru.wikipedia.org/wiki/Robinson_R22

¹² <http://gyroplanes.pl/xenonsport.html>

¹³ <https://www.galaxus.ch/en/s5/product/xaircraft-multi-copter-hexa-carbon-v6-arf-rc-drone-328310>

¹⁴ <http://www.e-volo.com/>



Рис. 24. Беспилотный мультикоптер Hexa-carbon-v6-agf (а), пилотируемый мультикоптер E-Volo (б)

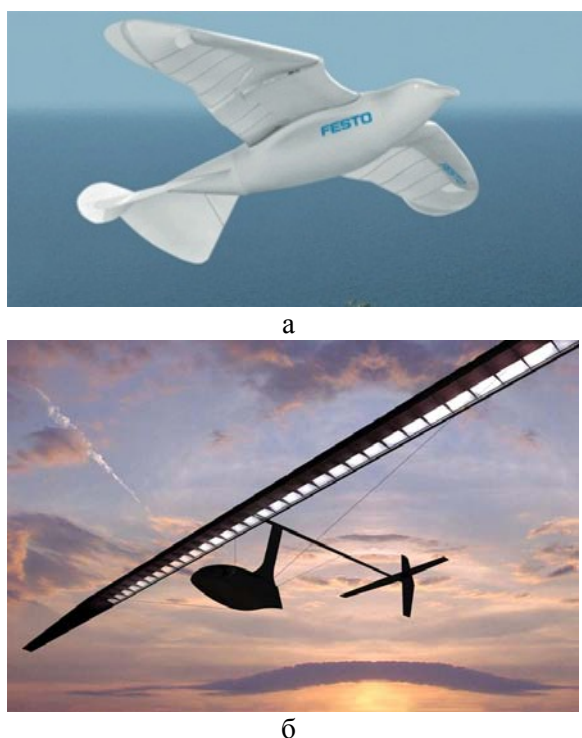


Рис. 25. Беспилотный махолет Festo (а), пилотируемый махолет НРО (б)

появляются режимы с числами Рейнольдса меньше 500 000 по хорде, а значит, на лопа-

стях могут появиться отрывные пузыри. Их появление значительно ухудшает КПД несущего винта.

Махолеты. Пример: Festo¹⁵ (рис. 25, а) и НРО¹⁶ (рис. 25, б). Махолеты или орнитоптеры давно занимают умы конструкторов и изобретателей.

Малые числа Рейнольдса в большей степени реализуются на беспилотных махолетах. Хотя существуют летающие экземпляры махолетов, однако их энергетическая эффективность не дотягивает до малоразмерных летательных аппаратов самолетной схемы. Особенность машущего полета заключается в том, что крыло меняет углы атаки в широких пределах и часто доходит до критических углов атаки. Однако авторам не удалось найти работы, которые исследовали бы структуру пограничного слоя на машущем крыле при малых числах Рейнольдса. Возможно, устранение срывного обтекания поможет решить проблему энергетической эффективности машущего полета.

Беспилотные вертолеты с останавливающимися лопастями. Пример: StopRotor Technology¹⁷ (рис. 26).

Суть этой технологии в том, что крыло большого удлинения сначала используется как подъемный винт, а затем останавливается и горизонтальный полет происходит уже в режиме самолета. Опуская возможные сложности, связанные переходными процессами, сразу заметим, что несущая поверхность как в режиме подъемного винта, так и в самолетном режиме будет работать при малых числах Рейнольдса. В связи с этим в данной конструкции нужно будет прилагать усилия для борьбы с отрывным режимом обтекания крыла. Отрывные пузыри также могут возникать в этой конструкции на переднем горизонтальном оперении и стабилизаторе.

Роторно-лопастные летательные аппараты. Пример: Funwing¹⁸ (рис. 27).

Особенностью данного аппарата является то, что цилиндрический вентилятор за счет подбора внутренних и наружных обте-

¹⁵ <http://en.wikipedia.org/wiki/SmartBird/>; http://www.festo.com/net/SupportPortal/Files/46270/Brosch_SmartBird_en_8s_RZ_300311_lo.pdf

¹⁶ <http://hpo.ornithopter.net/?q=content/technical-info>

¹⁷ <http://www.stoprotor.com.au/>

¹⁸ <http://www.fanwing.com/>

кателей создает как подъемную силу, так и тягу для летательного аппарата. Существуют уже успешно летающие версии беспилотных летательных аппаратов такого типа. Их очевидное преимущество – это низкая взлетная и посадочная скорость и устойчивость в условиях порывов ветра в приземных слоях атмосферы. Для лопастей роторного вентилятора опять можно наблюдать совокупность условий (малая протяженность хорды, низкие скорости вращения), которые создают обтекание при малых числах Рейнольдса. Таким образом, и на этих элементах конструкции возможно появление отрывных пузырей, что может мешать энергетически эффективному использованию такого типа летательных аппаратов.

Заключение

Обзор конструкций, в которых может быть реализовано обтекание с возникновением в пограничном слое отрывных пузырей, а также где необходимо устранять явление полного отрыва потока, наверняка может быть еще расширен. Решать проблемы обтекания каждого конкретного образца техники скорее всего придется своими конкретными методами. Однако следует отметить, что полученные фундаментальные знания по структуре течения в пограничном слое крыла при малых числах Рейнольдса позволят поиск решений сделать осознанным и коротким.

Применение волнистости поверхности крыла – лишь один из возможных вариантов борьбы с отрывными пузырями. Однако нужно обратить внимание на то, что апробация этого способа проведена в достаточно обширном количестве работ и позволяет сформулировать следующие основные положения.

1. Обнаружено, что на волнистом крыле, в отличие от классического гладкого, образуются локальные отрывные пузыри, расположенные вдоль линии впадины. Установлено, что ламинарно-турбулентный переход вдоль линии впадины протекает по такому же сценарию, что и на классическом крыле, через развитие волн неустойчивости в оторвавшемся сдвиговом слое. Показано, что образующийся пакет волн неустойчивости в пограничном слое вдоль впадины на волнистом крыле может быть хорошо описан

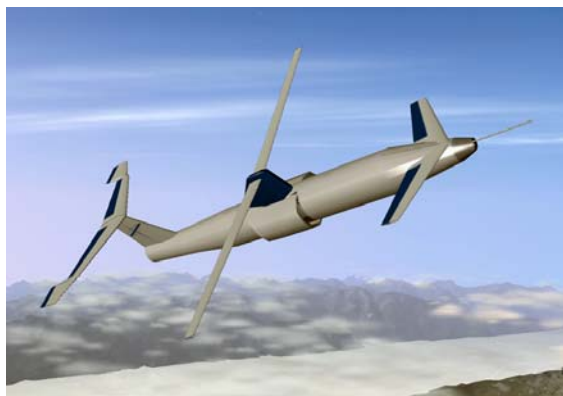


Рис. 26. Перспективный БПЛА компании StopRotor Technology

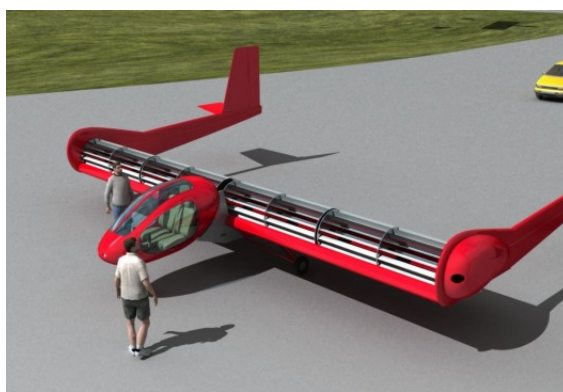


Рис. 27. Перспективный летательный аппарат Funwing

с помощью линейной теории устойчивости в локально-параллельном приближении.

2. Найдено, что вдоль линии горба на волнистом крыле ламинарно-турбулентный переход происходит ниже по потоку, чем вдоль линии впадин. Показано, что смещение максимальной толщины профиля волнистого крыла на 10 % по хорде приводит к смещению на 20 % положения ламинарно-турбулентного перехода вниз по потоку. Обнаружено, что при осреднении по размаху ламинарно-турбулентный переход на волнистом крыле происходит раньше на 10–15 %, чем на классическом гладком крыле.

3. Показано, что в условиях низкой степени турбулентности набегающего потока при числе Рейнольдса $1,3 \cdot 10^5$ волнистое крыло с профилем Z-15 имеет на 50 % больший максимальный C_{ya} и критический угол атаки, а для профиля Z-25 отсутствует гистерезис подъемной силы. Найдено, что волнистая поверхность провоцирует образование отрывных пузырей и ламинарно-турбулентный переход на наветренной стороне

крыла, в то время как на классическом крыле при этих же условиях наблюдается ламинарный пограничный слой. Обнаружено, что при обтекании модели крыла под углом скольжения при числах Рейнольдса порядка 10^5 в области критических углов атаки волнистое крыло не только не теряет своих преимуществ перед гладким, но и обладает более ранним присоединением потока с ростом угла скольжения.

4. Найдено, что на крыле малого удлинения ($\lambda = 1$) максимальный угол атаки, при котором сохраняется присоединенное течение из всех исследованных вариантов волнистости, достигается при параметрах: $f = 1,3\%$, $\nu = 1\%$, $g = 12\%$, $ch = 105\%$, при числах Рейнольдса порядка 10^5 . Установлено, что негативное влияние оказывает увеличение ширины впадины, поскольку увеличивается площадь отрывного пузыря. Обнаружено, что уменьшение протяженности горба до $ch = 54\%$ на крыле малого удлинения ($\lambda = 1$) снижает критический угол атаки только на 10% . Показано, что на крыле с большим удлинением ($\lambda = 5$) частичная волнистость поверхности ($ch = 50\%$) способна устранить срыв потока и улучшить аэродинамические характеристики крыла.

6. Продемонстрировано, что разработанная концепция ВФС крыла позволяет не только активно управлять процессом ламинарно-турбулентного перехода и режимами обтекания на крыле, но и осуществлять управление летательным аппаратом в целом.

6. Из результатов исследований можно заключить, что для летательных аппаратов с полетными числами Рейнольдса порядка 10^5 специально спроектированная волнистость, расположенная на несущей поверхности продольно потоку, в общем случае положительно влияет на аэродинамические характеристики аппарата в широком диапазоне углов атаки и скольжения.

Остаются и вопросы для дальнейшего фундаментального исследования. Не до конца ясен физический механизм подавления отрывного пузыря на горбе волнистого крыла, и поэтому сложно без экспериментальных исследований предсказывать оптимальную форму волнистости для конкретной задачи. Совсем небольшое количество работ, которые сопоставляют численные расчеты с экспериментальными исследованиями пограничного слоя на крыле с волни-

стой поверхностью [39]. В связи с этим есть большое поле деятельности в области численного моделирования такого рода течений. Указанные в обзоре экспериментальные работы дают не только качественное, но и количественное представление о процессах, происходящих в пограничном слое, что может помочь в верификации методов численного расчета.

Список литературы

1. Gupta S. G., Ghonge M. M., Jawandhiya Dr. P. M. Review of Unmanned Aircraft System (UAS) // International Journal of Advanced Research in Computer Engineering & Technology (IJARCET). 2013. Vol. 2. Iss. 4.
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. No. 4. P. 1671–1692.
3. Bento M. F. Unmanned Aerial Vehicles: an Overview // Inside GNSS. 2008. January / February. P. 54–61.
4. Бойко А. В., Грек Г. П., Довгаль А. В., Козлов В. В. Возникновение турбулентности в пристенных течениях. Новосибирск: Наука, 1999. 328 с.
5. Gaster M. The Structure and Behavior of Separation Bubbles // ARC R and M. 1969. No. 3595.
6. Tani I. Low-Speed Flows Involving Bubble Separations // Progress in Aeronautical Science. 1964. Vol. 5. P. 70–103.
7. Lissman P. B. Low-Reynolds-Number Airfoil // Annual Review of Fluid Mechanics. 1983. Vol. 15. P. 223–239.
8. Ward J. W. The Behaviour and Effects of Laminar Separation Bubbles Onairfoils in Incompressible Flow // Journ. of the Royal Aeronaut. Soc. 1983. Vol. 67. P. 783–790.
9. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1969. 742 с.
10. Жук В. И., Рыжов О. С. Свободное взаимодействие и устойчивость пограничного слоя в несжимаемой жидкости // Докл. АН СССР. 1980. Т. 253, № 6. С. 1326–1329.
11. Smith F. T. On the Non-Parallel Flow Stability of the Blasius Boundary Layer // Proc. Roy. Soc. Lond. A. 1979. Vol. 366. No. 1724. P. 91–109.
12. Briley W. R. A Numerical Study of Laminar Separation Bubble Using the Navier-

Stokes Equations // Journ. Fluid Mech. 1971. Vol. 47. P. 713–736.

13. *Bestek H., Gruber K., Fasel H.* Self-Excited Unsteadiness of Laminar Separation Bubbles Caused by Natural Transition // The Prediction and Exploitation of Separated Flow. Royal Aeronaut. Soc. L., 1989. P. 14.1–14.16.

14. *Pauley L. L., Moin P., Reynolds W. C.* The Structure of Two-Dimensional Separation // Journ. Fluid Mech. 1990. Vol. 220. P. 397–411.

15. *Taghavi H., Wazzan A. R.* Spatial Stability of Some Falkner-Skan Profiles with Reversed Flow // Phys. Fluids. 1974. Vol. 17. P. 2181–2183.

16. *Чжен П.* Управление отрывом потока. М.: Мир, 1979. 552 с.

17. *Eaton J. K., Johnston J. P.* A Review of Research on Subsonic Turbulent Flow Reattachment // AIAA Journ. 1981. Vol. 19. P. 1093–1100.

18. *Мюллер Т. Дж., Бэйтмилл С. М.* Экспериментальные исследования отрыва потока на крыловых профилях при низких числах Рейнольдса // Ракетная техника и космонавтика. 1982. Т. 20, № 5. С. 11–19.

19. *O'Meara M. M., Mueller T. J.* Laminar Separation Bubble Characteristics on an Airfoil at Low Reynolds Numbers // AIAA Journ. 1987. Vol. 25. P. 1033–1041.

20. *Weibust E., Bertelrud A., Ridder S. O.* Experimental Investigation of Laminar Separation Bubbles and Comparison with Theory // Journ. of Aircraft. 1987. Vol. 24. P. 291–297.

21. *McGhee R. J., Jones G. S., Jouty R.* Performance Characteristics from Windtunnel Tests of a Low-Reynolds-Number Airfoil // AIAA Paper. 1988. No. 88-0607.

22. *Azad R. S., Doell B.* Behaviour of Separation Bubble with Different Roughness Elements at the Leading Edge of a Flat Plate // Structure of Turbulence and Drag Reduction / Ed. by A. Gyr. Springer, 1990. P. 85–90.

23. *Arena A. V., Mueller T. J.* Laminar Separation, Transition, and Turbulent Reattachment Near the Leading Edge of Airfoils // AIAA Journ. 1980. Vol. 18. P. 747–753.

24. *Rannacher J.* Untersuchung von geraden ebenen Flugelgittern im kritischen Reynoldszahlbereich // Kurzfassung in Maschinenbautechnik. 1969. Bd. 18. No. 1. S. 2–10.

25. *Brendel M., Mueller T. J.* Boundary-layer Measurements on an Airfoil at Low Reynolds Numbers // Journ. of Aircraft. 1988. Vol. 25. P. 612–617.

26. *Leblanc P., Blackwelder R., Liebeck R.* Experimental Results on Laminar Separation on Two Airfoils at Low Reynolds Numbers // 29th Aerospace Sciences Meeting. Reno, USA, 1991.

27. *Довгаль А. В., Занин Б. Ю.* Влияние турбулентности набегающего потока на развитие возмущений в течении с отрывом пограничного слоя // Неустойчивость до- и сверхзвуковых течений / Под ред. В. Я. Левченко. Новосибирск, 1982. С. 77–84.

28. *Raspert A., Cornish J. J., Brayant G. D.* Delay of the Stall by Suction through Distributed Perforations // Aero. Eng. Rev. 1952. Vol. 11. No. 6. P. 52–60.

29. *Zaman K. B. M. Q., McKinzie D. J.* Control of Laminar Separation over Airfoils by Acoustic Excitation // AIAA Journ. 1991. Vol. 29. P. 1075–1083.

30. *Зверков И. Д., Занин Б. Ю.* Влияние формы поверхности крыла на отрыв потока // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, № 2. С. 197–204.

31. *Grundy T. M., Keefe G. P., Lowson M. V.* Effects of Disturbances on Low Re Aerofoil Flows // Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications / Ed. by Th. J. Mueller. Progress in Astronautics and Aeronautics. AIAA, Reston. 91–113.

32. *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.

33. *Schmitz F. W.* Aerodynamik des Flugmodells. Duisburg: Carl Lange Verlag, 1952.

34. *McMaster J. H., Henderson M. L.* Low Speed Single Element Airfoil Synthesis // Technical Soaring. 1980. Vol. 2. No. 2. P. 1–21.

35. *Lin J. C.* Review of Research on Low-Profile Vortex Generators to Control Boundary-Layer Separation // Progress in Aerospace Sciences. 2002. Vol. 38. P. 389–420.

36. *Gad-el-Hak M.* Flow Control: Passive, Active, and Reactive Flow Management. Cambridge: University Press; London, 2006.

37. *Zverkov I. D., Zanin B. Yu.* Wing Form Effect on Flow Separation // Thermal Physics and Aeromechanics. 2003. Vol. 10. No. 2. P. 197–204.

38. *Watts P., Fish F. E.* The Influence of Passive, Leading Edge Tubercles on Wing Performance // Proc. of the 12th International Symposium on Unmanned Untethered Submersible

Technology (UUST) UUST01. Autonomous Undersea Systems Inst., Lee, NH Aug., 2001.

39. *Miklosovic D. S., Murray M. M., Howle L. E., Fish F. E.* Leading-Edge Tubercles Delay Stall on Humpback Whale (Megaptera novaeangliae) Flippers // *Physics of Fluids*. 2004. Vol. 16. No. 5. P. L39–42.

40. *Johari H., Henoch C., Custodio D., Levshin, A.* Effects of Leading-Edge Protuberances on Airfoil Performance // *AIAA Journal*. 2007. Vol. 45. No. 11. P. 2634–2641.

41. *Hansen K. L., Kelso R. M., Dally B. B.* Performance Variations of Leading-Edge Tubercles for Distinct Airfoil Profiles // *AIAA Journal*. 2011. Vol. 46. No. 1. P. 185–194.

42. *Zanin B. U., Kozlov V. V., Mavrin O. V.* About the Ways of the Global Stalling Control // *Thermal Physics and Aeromechanics*. 1997. Vol. 4. No. 4. P. 381–385.

43. *Babinsky H.* The Aerodynamic Performance of Paragliders // *Aeronautical Journal*. 1999. Vol. 103. No. 1027. P. 421–428.

44. *Stein B., Murray M. M.* Stall Mechanism Analysis of Humpback Whale Flipper Models // *Unmanned Untethered Submersible Technology (UUST), Autonomous Undersea Systems Inst., Lee, NH, Aug., 2005.*

45. *Miklosovic D. S., Murray M. M.* Experimental Evaluation of Sinusoidal Leading Edges // *Journal of Aircraft*. 2007. Vol. 44. P. 1404–1407.

46. *Stanway M. J.* Hydrodynamic Effects of Leading-Edge Tubercles on Control Surfaces and in Flapping Foil Propulsion. Master's thesis. Cambridge, MA, 2008.

47. *Ударцев Е. П., Переверзев А. М., Швец А. В.* Нестационарная аэродинамика несущих поверхностей // *Аэродинамика: проблемы и перспективы: Сб. науч. тр. Харьков, 2006. Вып. 2. С. 194–211.*

48. *Щербанос О. Г.* Определение нестационарных аэродинамических производных по данным динамического эксперимента // *Збірник наукових праць Харківського університету повітряних сил, 2011. Вип. 3 (29). С. 57–61.*

49. *Howle L.* A Report on the Efficiency of a Whalepower Corp. 5 Meter Prototype Wind Turbine Blade. URL: <http://www.whalepower.com/drupal/files/PDFs/>

50. *Багаев Г. И., Голов В. К., Медведев Г. В., Поляков Н. Ф.* Аэродинамическая труба малых скоростей Т-324 с пониженной степенью турбулентности // *Аэрофизические исследования*. 1972. С. 5–8.

51. *Зверков И. Д.* Экспериментальное исследование отрывного обтекания прямых крыльев с гладкой и волнистой поверхностью при малых числах Рейнольдса. Рукопись кандидатской диссертации РНТИ.

52. *Зверков И. Д.* Изучение свойств крыла с волнистой поверхностью и его применение для создания новых образцов малоразмерных летательных аппаратов. Рукопись докторской диссертации РНТИ.

53. *Зверков И. Д., Занин Б. Ю.* Влияние формы поверхности крыла на отрыв потока // *Теплофизика и аэромеханика*. 2003. Т. 10, № 2. С. 205–213.

54. *Zverkov I. D., Zanin B. U., Kozlov V. V.* Disturbances Growth in Boundary layers on classical and wavy surface wing // *AIAA Journal*. 2008. Vol. 46. No. 12. P. 3149–3158.

55. *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.

56. *Козлов В. В., Зверков И. Д., Занин Б. Ю., Довгаль А. В., Рудяк В. Я., Борд Е. Г., Кранчев Д. Ф.* Исследование развития возмущений отрывного ламинарного течения на крыле с волнистой поверхностью // *Теплофизика и аэромеханика*. 2007. Т. 14, № 3. С. 343–351.

57. *Zverkov I., Kozlov V., Kryukov A.* Laminar-Turbulent Transition Structure on Classic and Wavy Wing at Low Reynolds Number // *V European Conference for AeroSpace Sciences (EUCASS 2013)*. 2012. Vol. 6.

58. *Зверков И. Д., Крюков А. В.* Исследование отрыва на волнистом крыле с помощью тепловизора // *Фундаментальные основы МЭМС- и нанотехнологий: Тез. докл. Всерос. семинара. Новосибирск, 2009. С. 21.*

59. *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. Серия: Физика*. 2011. Т. 6, вып. 2. С. 26–42.

60. *Зверков И. Д., Козлов В. В., Крюков А. В.* Улучшение аэродинамических характеристик крыла малоразмерного аппарата // *Докл. Академии наук*. 2011. Т. 440, № 6. С. 1–4.

61. *Zverkov I. D., Kozlov V. V., Kryukov A. V.* Experimental Research of the Bound-

ary Layer Structure at Near-Critical Angles of Attack for the Classical and Wavy Wings // EUCASS Book Series on Advances in Aerospace Sciences, «Progress in Flight Physics». 2012. Vol. 5. P. 252–265.

62. 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. Серия: Физика. 2012. Т. 4, вып. 2. С. 26–42.

63. 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 // Аэродинамика и динамика полетов летательных аппаратов: Тез. докл. IX школы-семинара СибНИА. Новосибирск, 2011. С. 24–25.

64. Пат. №2412864 РФ МПК В64С 21/10, В64С 3/30. Способ управления аэродинамическими характеристиками несущей поверхности и несущая поверхность / И. Д. Зверков, В. В. Козлов, А. В. Крюков // Патентообладатель ИТПМ СО РАН; заявка № 2009127202/11 от 14.07.2009, опубликовано 27.02.2011. Бюл. № 6.

65. Зверков И. Д., Крюков А. В. Вариоформное секционное крыло для беспилотного летательного аппарата // Перспективные технологии самолетостроения в России и мире: Тр. всерос. науч.-практ. конф. молодых специалистов и студентов. Новосибирск, 2010. С. 6–10.

66. Ромасевич В. Ф., Самойлов Г. А. Практическая аэродинамика вертолетов. М., 1980. 386 с.

Материал поступил в редколлегию 07.05.2014

I. D. Zverkov, A. V. Krukov, G. R. Grek

*Institute of Theoretical and Applied Mechanics of SB RAS
4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

zverkov@itam.nsc.ru; krukov@itam.nsc.ru; grek@itam.nsc.ru

PROSPECTS OF STUDIES IN REGION OF LOW-SIZED AIRCRAFT (REVIEW)

In the given review the problem of improvement of aerodynamic characteristics of the low-sized aircraft is considered with point of view of the fundamental phenomena of the mechanics of liquid, gas and plasma. It is a problem of the local boundary layer separation (separated bubbles) and flow separation from a wing forward edge at which all global structure of a flow varies. The review of the works establishing this interrelation and methods of the influence, eliminating harmful consequences of the separations is submitted. The method of separation elimination with help of a wavy surface, as the most perspective and easily sold on practice is in more details allocated in this review. The second part of the review is devoted to the analysis of a flow of elements of designs of various low-sized aircraft with indication of probably problem places where the flow is realized at Reynolds number less than 10^6 and where can arise the local separations. Application of a wavy surface in such places can improve aerodynamic characteristics of the flying device promoting its more effective operation.

Keywords: low Reynolds number, flow over a swept wing, wavy surface, the boundary layer, the separation bubble, the laminar-turbulent transition.