

И. Д. Зверков¹, В. В. Козлов^{1,2}, А. В. Крюков^{1,2}

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

² Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия

E-mail: zverkov@itam.nsc.ru

ВЛИЯНИЕ ВОЛНИСТОСТИ ПОВЕРХНОСТИ НА СТРУКТУРУ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА КОНЕЧНОГО РАЗМАХА*

В данной работе проведены исследования моделей крыла малоразмерного летательного аппарата (МЛА). Обе модели имели один и тот же профиль и форму в плане, но поверхность крыла первой модели была гладкой, а второй – волнистой. Обнаружено значительное различие в аэродинамических характеристиках первой и второй моделей крыла. Методы сажемазляной и тепловизионной визуализации позволили выявить ключевые особенности структуры пограничного слоя на различных углах атаки, которые обуславливают различие в аэродинамических характеристиках для данных моделей крыльев.

Ключевые слова: малые числа Рейнольдса, обтекание крыла, аэродинамические характеристики, пограничный слой, отрывной пузырь, ламинарно-турбулентный переход, сажемазляная визуализация, тепловизор.

Введение

В настоящее время интерес исследователей вновь обратился к проблемам обтекания крыльев летательных аппаратов при числе Рейнольдса по хорде крыла ниже 500 000. Связано это с тем, что беспилотные летательные аппараты находят все большее применение для решения гражданских и военных задач. В круг этих задач входит, например: долговременное воздушное патрулирование, воздушная разведка местности в ограниченной городской застройкой местности или в условиях, потенциально опасных для экипажа пилотируемых летательных аппаратов. Применение беспилотных систем позволяет снизить взлетный вес летательного аппарата (ЛА) при той же функциональной нагрузке. Однако со снижением

взлетного веса ЛА снижается число Рейнольдса по хорде крыла [1]. Очень часто оно становится ниже 500 000, при этом происходит ухудшение аэродинамических характеристик. Вызвано это тем, что на крыле при углах атаки, соответствующих нормальному режиму полета ЛА, в пограничном слое появляется обширная отрывная зона, называемая отрывным пузырем. Отрывной пузырь увеличивает профильную составляющую сопротивления крыла и приводит к срыву потока на критическом угле атаки – более низком, чем это происходит при числах Рейнольдса выше 500 000. Таким образом, снижается максимальная подъемная сила крыла. Кроме того, отрывной пузырь способствует усилению эффекта гистерезиса аэродинамических характеристик крыла. Другими словами, восстано-

* Работа поддержана грантом Министерства образования и науки РФ (№ РНП. 2.1.2.541) и Государственным контрактом (ГК №14.740.11.0354).

ние подъемной силы крыла после выхода на закритический угол атаки происходит при гораздо меньшем угле атаки, чем тот, при котором произошел срыв. В предыдущих работах авторов был найден способ улучшения аэродинамических характеристик крыла с помощью применения на крыле волнистой поверхности [2–3]. Далее крыло без какой-либо модификации поверхности будет называться классическим, а крыло с модифицированной поверхностью в виде чередующихся горбов и впадин вдоль размаха крыла – волнистым. С помощью сажемасляной визуализации было показано, что волнистое крыло по сравнению с классическим имеет более высокий критический угол атаки и отсутствие гистерезиса оторвавшегося и присоединенного течения [2]. Однако результаты исследования влияния волнистости поверхности крыла на его аэродинамические характеристики, проведенные другими исследователями [4–6], носят противоречивый характер. Причина в том, что степень турбулентности набегающего потока оказывает сильное влияние на характеристики классического крыла при числах Рейнольдса менее 500 000. Аэродинамическая труба Т-324, в которой проводились эксперименты, имеет низкую степень турбулентности набегающего потока, но не была оснащена аэродинамическими весами, поэтому возникли две новые задачи. Первая – изготовить модели для измерения влияния волнистой поверхности крыла на его аэродинамические характеристики, и вторая – сконструировать весы для измерения аэродинамических сил, действующих на это крыло.

Модели крыльев для весовых измерений

В экспериментах использовались модель крыла с профилем Z-15-25 (рис. 1). Характерной особенностью данного профиля является то, что полутолщина профиля для верхней стороны находится на 15 % по хорде, а для нижней стороны она же находится на 25 % по хорде.

Данная форма профиля выбрана для того, чтобы изучить влияние волнистости на два вида симметричных профилей: с максимальной толщиной в области 15 % и в области 25 % по хорде, используя только одну модель крыла. Предварительные расчеты с помощью программы Xfoil показали, что небольшая модификация наветренной стороны симметричного профиля, заключающаяся в смещении положения максимальной толщины по хорде, не приводит к значительному изменению параметров пограничного слоя на подветренной стороне. Таким образом, профиль Z-15-25 совмещает в себе характеристики как бы двух симметричных профилей. На положительных углах атаки, когда подветренная сторона имеет максимальную полутолщину на 15 % по хорде, мы получаем аэродинамические характеристики, близкие к симметричному профилю с максимальной толщиной на 15 % по хорде, а на отрицательных углах атаки мы получаем характеристики, близкие к симметричному профилю с максимальной толщиной на 25 % по хорде.

С данным профилем было изготовлено две модели с удлинением $\lambda = 3,5$. Одна мо-

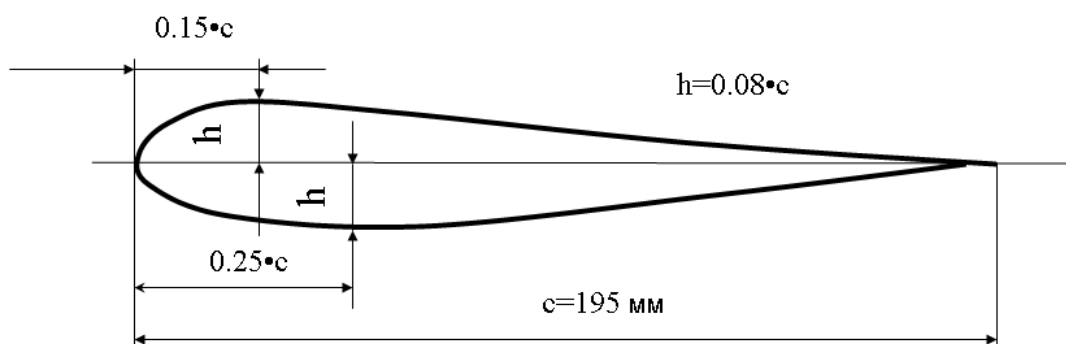


Рис. 1. Профиль моделей крыльев

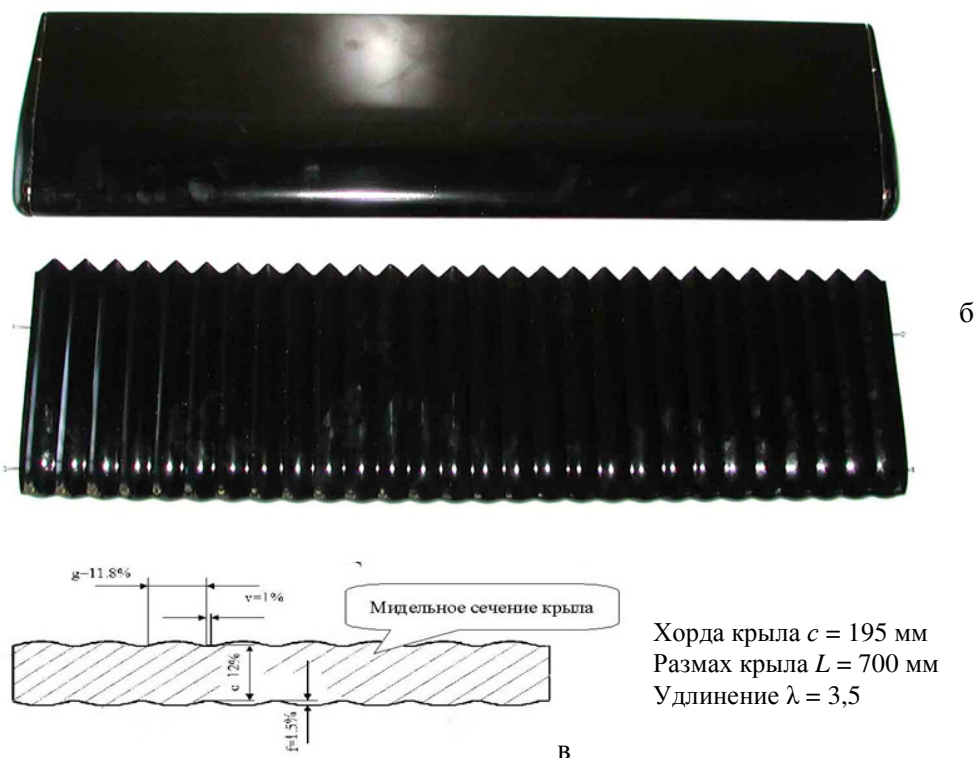


Рис. 2. Геометрические параметры моделей крыльев: а – вид в плане классического крыла; б – вид в плане волнистого крыла; в – поперечное сечение волнистого крыла при 15 % по хорде

дель имела классическую (гладкую) форму, а другая – волнистую. Параметры волнистости представлены на рис. 2.

Сажемасляная визуализация течения

Для проведения сажемасляной визуализации использовалась смесь керосина с добавлением масла и люминесцентного порошка. В ходе эксперимента модель устанавливалась на необходимый угол атаки, наносилась смесь для визуализации, и запускалась труба. Модель находилась в потоке в течение 10–15 минут. Время выдержки подбирается таким образом, чтобы слой визуализационной смеси не стекал при выключении набегающего потока. Затем модель извлекалась из трубы и помещалась в затемненную комнату. В комнате включалась ультрафиолетовая лампа, люминесцентный порошок, оставшийся на поверхности, начинал светиться. С помощью цифровой фотокамеры Canon EOS 400 производилось фотографирование картин визуализации течения на поверхности крыла.

Тепловизионная визуализация течения

Тепловизионные картины визуализации в пограничном слое представляют собой поля температур по оси симметрии моделей гладкого и волнистого крыла. Для исследования использовался тепловизор ТКВр-ИФП «СВИТ».

Для измерения поля температур на поверхности крыла использовалась следующая методика (рис. 3).

1. Включалась аэродинамическая труба, и выжидалось время для установления постоянной скорости потока.

2. Объектив инфракрасной камеры закрывался крышкой, и поверхность крыла освещалась источником инфракрасного излучения. В качестве источника использовалась мощная лампа накаливания с металлическим дефлектором. Следует обратить внимание на то, что объектив тепловизора должен быть закрыт, иначе сбивается его калибровка, и точность измерения температуры ухудшается.

3. После выдержки в течение 1–2 минут лампа выключалась, открывался объектив тепловизора, и производилась запись последовательности тепловизионных измерений с частотой 25 Гц и продолжительностью 2–5 минут. Каждое измерение включает в себя область, охватываемую объективом и разбитую на ячейки 130×130 , что соответствует количеству пикселей фоточувствительной матрицы тепловизора. Так можно получать поле температур выделенной области или зависимости температуры от продольной или поперечной координаты в каком-либо сечении.

Таким образом, каждый режим обтекания содержит набор термограмм. Из этого набора выбиралась термограмма, где температура поверхности изменялась от 20 до 24 °С с погрешностью $\pm 0,2$ °С. На всех представленных ниже термограммах синий цвет соответствует нижнему пределу температуры поверхности модели ($20 \pm 0,2$ °С), а красный – верхнему пределу ($24 \pm 0,2$ °С). Данные тепловизионной визуализации дополняют сажемасляную визуализацию, а также позволяют провести визуализацию на наветренной стороне крыла, где применение сажемасляной визуализации затруднено. Методика визуализации с помощью тепловизора ранее была опробована в работе [8].

Весы для измерения аэродинамических характеристик крыльев

Аэродинамическая труба Т-324 не имеет оборудования для весовых измерений, по-

этому весы предполагалось сконструировать. Рассматривались два варианта весов и установки моделей крыла. Первый – встроенные шестикомпонентные весы и крепежные модели на центральную державку. Вторым вариантом предусматривалось создание пространственной рамы (2), которая закреплялась к альфа-механизму рабочей части трубы (на рисунке не показан) (рис. 4). На раму устанавливались тензодатчики (4) и загрузатели (5). Модель крыла (2) подвешивалась к тензодатчикам и загрузателям с помощью нитей.

Был выбран второй вариант по двум причинам. Во-первых, мощная державка в средней части модели при малых числах Рейнольдса может оказать воздействие на картину срыва потока. Возможность такого влияния была обнаружена ранее в работе [7], где показывалось влияние выступов на нижней поверхности крыла на структуру отрыва на верхней поверхности модели. Во-вторых, такого типа весы имеют высокую стоимость изготовления и требуют сложных процедур тарировки. Тензодатчики конструкции, изображенной на рис. 4, изготавливаются серийно и имеют сертификат, подтверждающий их характеристики. В данной конструкции использовались тензодатчики фирмы CAS двух типов: BCL-1 и BCL-5. С подробными характеристиками можно ознакомиться на сайте фирмы (<http://cas.ru>). Предложенная конструкция весов является условно шестикомпонентной. При установке на такие весы в целом произвольного тела мы можем измерить три компоненты суммарной аэродинамической силы и три момента

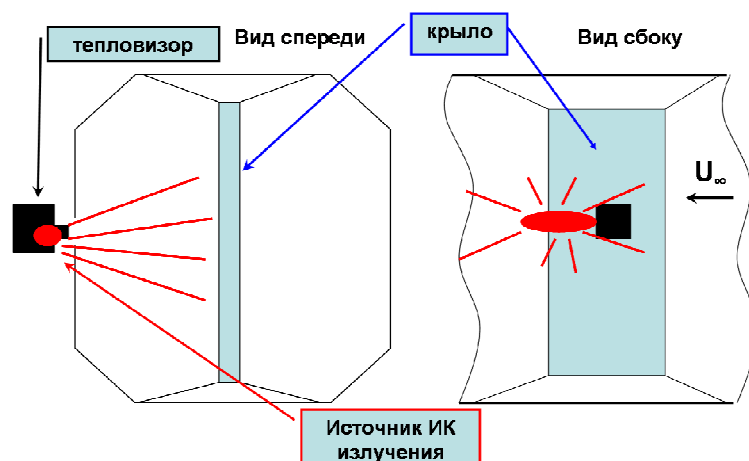


Рис. 3. Схема проведения тепловизионных измерений

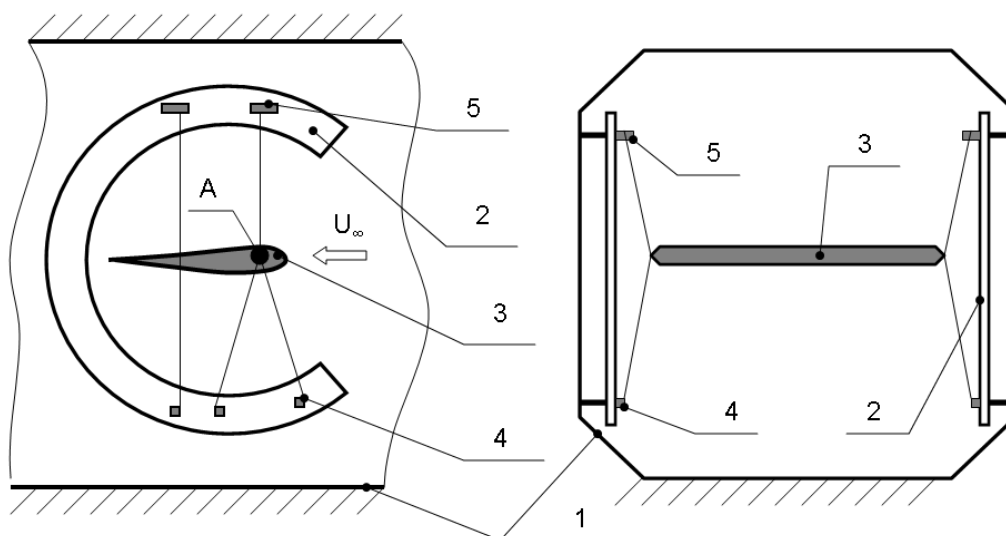


Рис. 4. Схема аэродинамических весов: 1 – контур рабочей части; 2 – вращающаяся рама; 3 – модель крыла; 4 – тензодатчики; 5 – загрузители

вращения относительно какой-либо точки крыла, но невозможно определить, какими поверхностными силами данные моменты создаются. Поэтому для относительно простого тела типа крыла мы примем ряд допущений. Первое – компонента аэродинамических сил по оси Z на два порядка меньше, чем компоненты по осям X , Y , и ее можно не учитывать. Второе допущение, заключается в том, что компонента X действует в плоскости хорды крыла, где находятся точки его присоединения к подвешивающим нитям, поэтому на величину M она влияние не оказывает. Момент M относительно точки A (рис. 4) создается только перемещением вдоль хорды компоненты Y .

Для того чтобы оценить возможную погрешность весов, необходимо изучить свойства тензодатчиков. Были проведены эксперименты, цель которых – определить чувствительность тензоэлементов к косому нагружению. К датчику прикладывалась нагрузка, равная максимальной, и далее датчик поворачивался вокруг продольной и поперечной осей. В результате экспериментов было выяснено, что эти датчики в пределах углов отклонения нагрузки $\pm 15^\circ$ показывают только нормальную составляющую нагрузки с отклонением в пределах 0,1 %, что сопоставимо с точностью измерений. Это свойство датчиков очень полезно, так как позволяет не учитывать изменение углов установки нитей в результате

действия на модель крыла аэродинамических сил. На погрешность измерений будет влиять только точность установки датчиков на поддерживающей раме.

В верхней части рамы расположены загрузители (5). Их назначение – поддерживать систему нитей в натянутом состоянии. Параметры загрузителей выбраны таким образом, что при перемещении порядка 2 мм усилие поддержки остается постоянным. В качестве нитей использовался специальный шнур толщиной 0,35 мм, имеющий очень большой модуль упругости. Измерения показали, что модуль упругости шнура $E = 217$ ГПа. Совместно с деформацией тензоэлемента максимальное перемещение точки закрепления A может составлять 1 мм по нормали к хорде и 4 мм вдоль хорды.

Рассмотрим погрешность измерения сил для данной конструкции весов в скоростной системе координат:

$$D_y = 2D_b + D_{pr} + (1 - \cos(\Delta\alpha)),$$

$$D_x = 2D_b + D_{pr} + \sin(\Delta\alpha),$$

$$D_m = 2D_b + D_{pr} + D_h + (1 - \cos(\Delta\alpha)),$$

где D_y – погрешность в определении коэффициента подъемной силы C_y ;

D_x – погрешность в определении коэффициента силы лобового сопротивления C_x ;

D_m – погрешность в определении коэффициента момента аэродинамической силы относительно $1/4$ хорды M ;

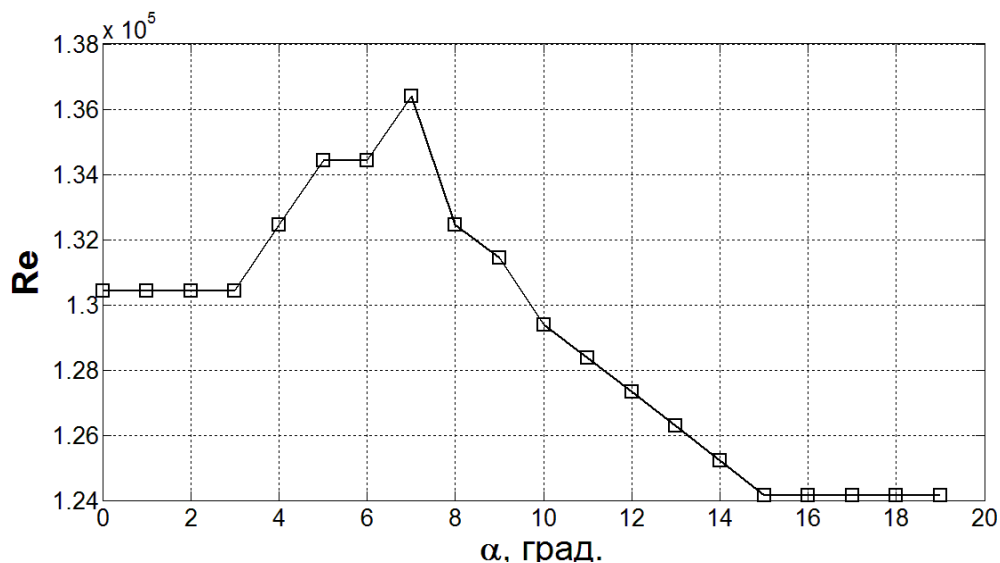


Рис. 5. Влияние угла атаки крыла на число Рейнольдса в условиях трубы Т-324

D_b – погрешность тензодатчика
 $D_b = 0,03 \%$ измеряемой величины;

D_{pr} – погрешность при измерении скоростного напора $D_b = 1 \%$;

D_h – погрешность определения положения точки подвеса А (см. рис. 4) $D_h = 3 \%$;

$\Delta\alpha$ – погрешность угла атаки $\Delta\alpha = 0,6^\circ$.

Таким образом, основную погрешность в определении аэродинамических сил вносит не конструкция весов, а точность приборов контроля скорости и угла атаки. Можно ожидать следующие величины погрешности измерений:

$$D_y \leq 1,5 \%; D_x \leq 2 \%; M \leq 5 \% .$$

Измерения проводились согласно процедуре, описанной в работе [9]. Обороты аэродинамической трубы оставались неизменными, но вследствие изменения загромождения рабочей части скорость набегающего потока менялась в зависимости от угла атаки. Соответственно в некоторых пределах менялось число Рейнольдса (рис. 5).

После получения аэродинамических коэффициентов в связанной системе координат выполняется коррекция значения тангенциальной силы, чтобы учесть влияние аэродинамического сопротивления нитей:

$$F_t = F_t - C_{xw} \cdot d \cdot L / 2 \cdot q ,$$

где F_t – тангенциальная сила;

C_{xw} – коэффициент сопротивления нитей ($C_{xw} = 1$) [10];

d – диаметр нити;

L – общая длина всех нитей подвески крыла;

q – скоростной напор.

Далее выполняются стандартные преобразования перехода из связанной в скоростную систему координат, представленную, например, в работе [11].

Результаты эксперимента

На рис. 6–8 представлены зависимости аэродинамических характеристик от угла атаки крыла. Из графиков хорошо видно, насколько сильно влияет положение максимальной толщины профиля на аэродинамические характеристики классического крыла и каковы преимущества волнистой поверхности крыла. Далее анализ графиков будет проводиться совместно с рассмотрением результатов визуализации, представленной на рис. 9–17. Углы атаки, на которых проводилась визуализация, дополнительно отмечены на рис. 6–8. В силу того что картина течения симметрична относительно оси симметрии крыла то на рис. 9–17 слева будет приводиться результат визуализации, а справа ее трактовка. Для тепловизионной визуализации используется иная схема. Приводится профиль крыла в соответствующей ориентации к набегающему потоку, а сверху и снизу представлены термограммы участка крыла на подветренной и наветренной сторонах.

Случаям положения максимальной толщины профиля на 15 % по хорде соответствуют на графиках рис. 6–8 положительные углы атаки. На угле атаки 5° как для классического, так и для волнистого крыла наблюдается присоединенное течение с образованием обширного отрывного пузыря на классическом крыле (см. рис. 9) и локальных пузырей по линиям впадин на волни-

стом крыле (см. рис. 10). Тепловизионная визуализация на классическом крыле (см. рис. 11, а) подтверждает наличие отрывного пузыря на подветренной стороне крыла, а на наветренной наблюдается наличие безотрывного ламинарного течения. У волнистого крыла (см. рис. 11, б) отрывные пузыри присутствуют как на наветренной, так и на подветренной стороне крыла.

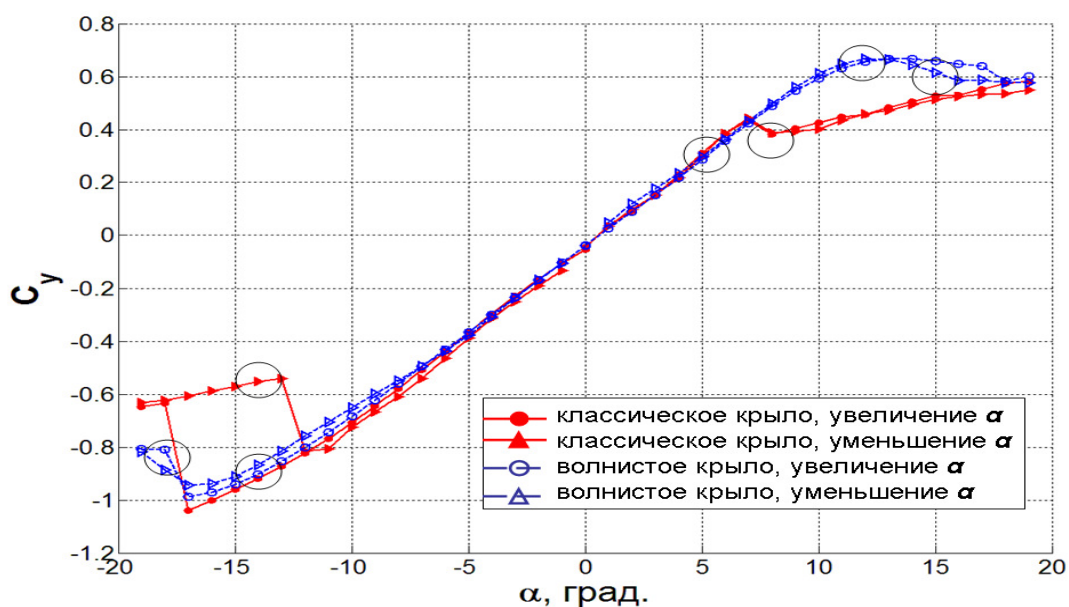


Рис. 6. Зависимость коэффициента подъемной силы C_y от угла атаки α

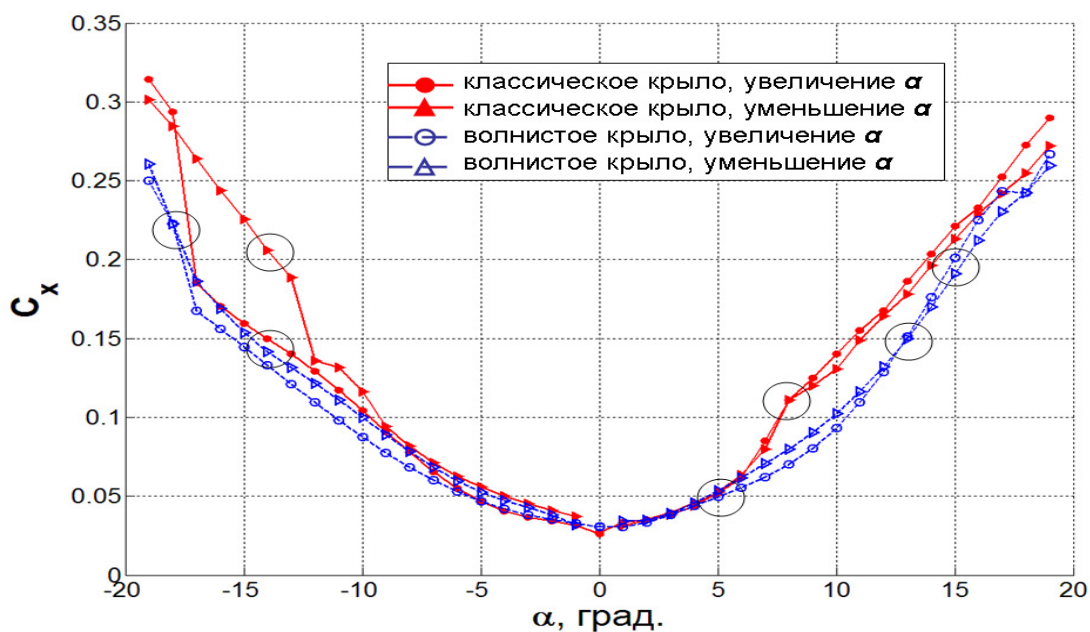


Рис. 7. Зависимость коэффициента подъемной силы C_x от угла атаки α

Однако уже на угле атаки 8° на классическом крыле происходит срыв потока с передней кромки. Это выражается в прекращении роста подъемной силы крыла и увеличении сопротивления (см. рис. 6, 7).

Подтверждением срыва потока служит сажемазная визуализация (см. рис. 12). Также о режиме срыва свидетельствует резкий скачок значения коэффициента момента силы в пределах $6^\circ < \alpha < 8^\circ$, когда происходит смена режимов течения (см. рис. 8). Режим срыва потока на тепловизионной визуализации (см. рис. 13, а) выражается в более плавном падении температуры вниз по потоку после линии отрыва в силу того, что в отрывной области теплообмен хуже, чем в пограничном слое присоединенного течения.

На волнистом крыле, по свидетельству сажемазной визуализации, сохранение режима присоединенного течения сохраняется до угла атаки 13° (см. рис. 14). Коэффициент подъемной силы для волнистого крыла достигает 0,68, что в 1,55 раза выше, чем для классического крыла (см. рис. 6). Тепловизионная визуализация позволяет сделать вывод, что ламинарно-турбулентный переход вдоль линии горба на подветренной стороне крыла происходит в области 10–25 % по хорде как вдоль линии впадин, так и вдоль линии горбов, и далее идет нарастание турбулентного пограничного слоя с небольшой неоднородностью по размаху (см. рис. 13, б). На наветренной стороне крыла даже на угле атаки 10° выделяется область отрывных зон, расположенных по линии впадин.

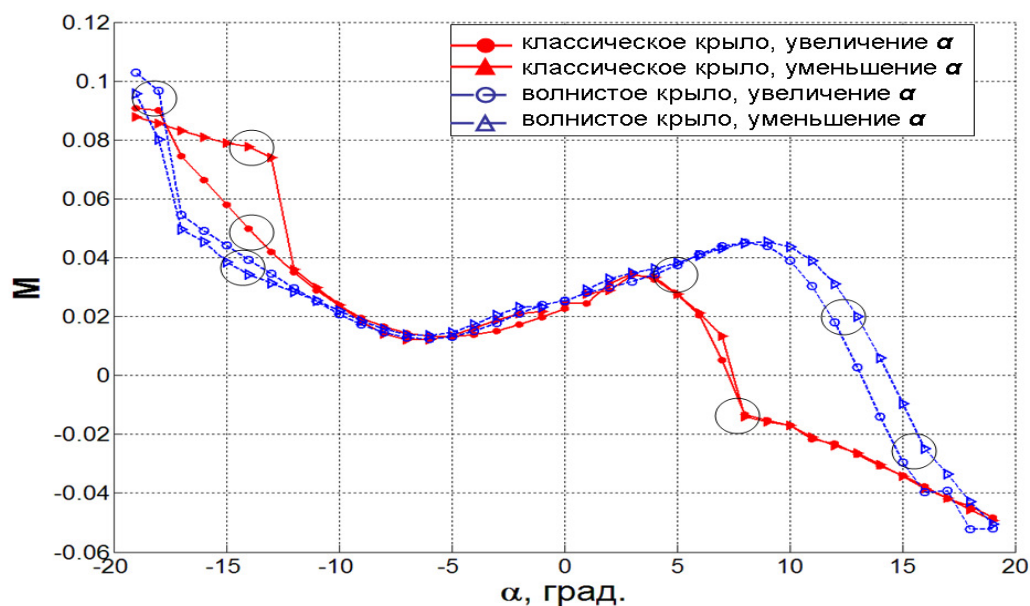


Рис. 8. Зависимость коэффициента момента силы относительно $1/4$ хорды M от угла атаки α

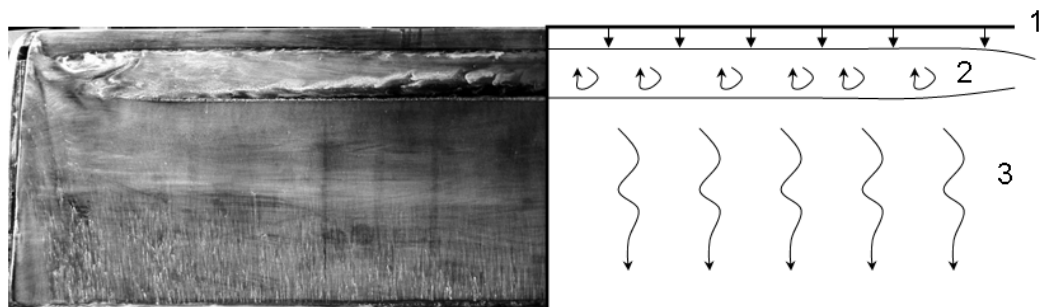


Рис. 9. Сажемазная визуализация и ее трактовка на подветренной стороне классического крыла (угол атаки $\alpha = 5^\circ$): 1 — ламинарный пограничный слой; 2 — отрывной пузырь; 3 — турбулентный пограничный слой

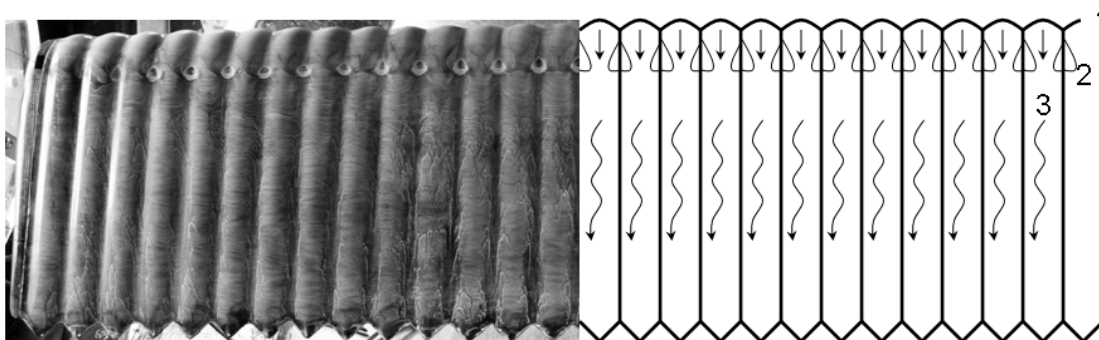


Рис. 10. Сажемасляная визуализация и ее трактовка на подветренной стороне волнистого крыла (угол атаки $\alpha = 5^\circ$): 1 – ламинарный пограничный слой; 2 – отрывные пузыри; 3 – турбулентный пограничный слой

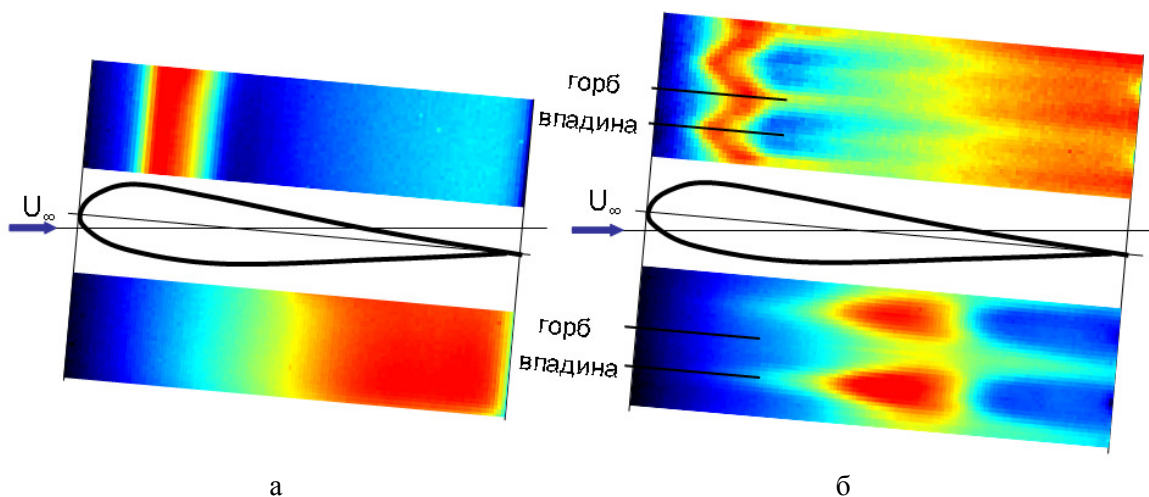


Рис. 11. Тепловизионная визуализация на угле атаки $\alpha = 5^\circ$ классического крыла (а) и волнистого крыла (б)

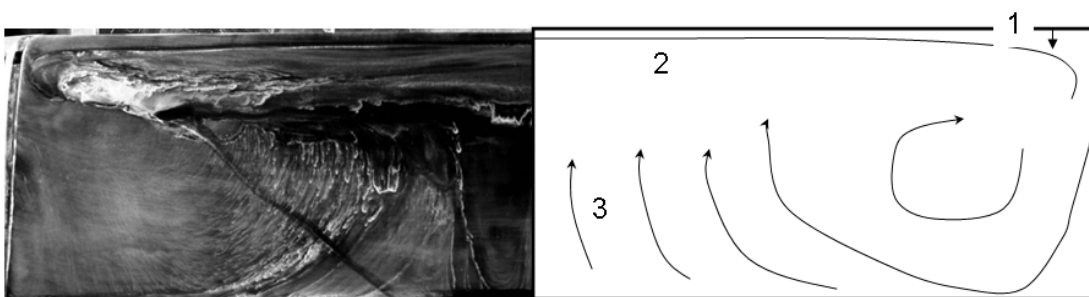


Рис. 12. Сажемасляная визуализация и ее трактовка на подветренной стороне классического крыла (угол атаки $\alpha = 8^\circ$): 1 – ламинарный пограничный слой; 2 – застойная область; 3 – возвратное течение

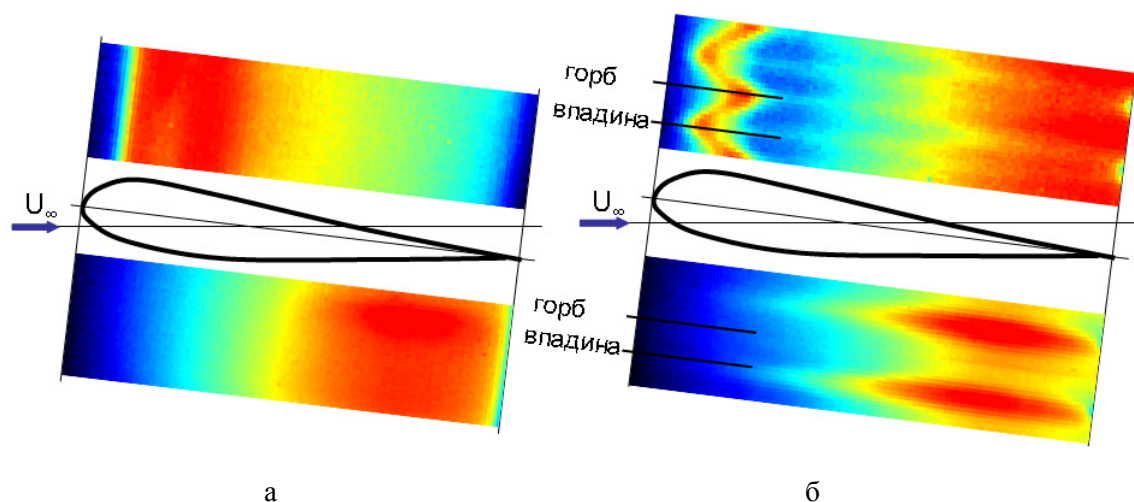


Рис. 13. Тепловизионная визуализация на угле атаки $\alpha = 10^\circ$ классического крыла (а) и волнистого крыла (б)

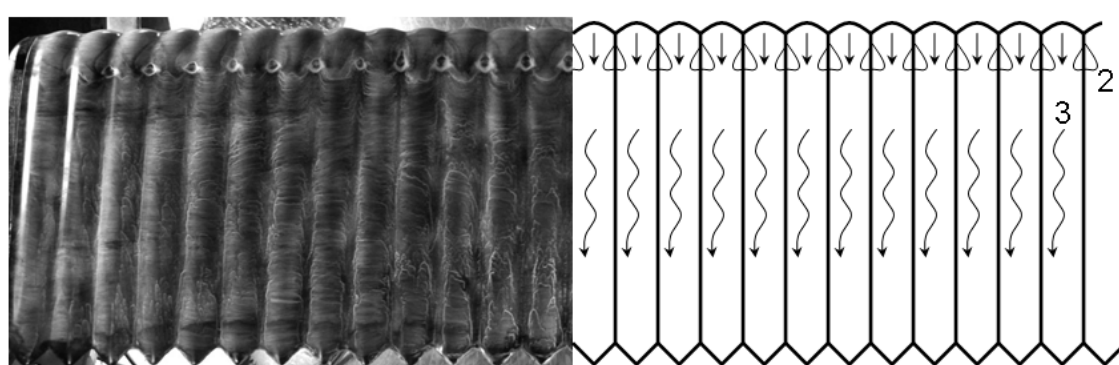


Рис. 14. Сажемастная визуализация и ее трактовка на подветренной стороне волнистого крыла (угол атаки $\alpha = 13^\circ$): 1 – ламинарный пограничный слой; 2 – отрывные пузыри; 3 – турбулентный пограничный слой

Срыв потока на волнистом крыле развивается более плавно, чем на классическом крыле. Так, по результатам сажемастной визуализации видно, что в центральной части крыла наблюдается отрыв пограничного слоя и возвратное течение, а на краях пограничный слой остается присоединенным (см. рис. 15).

Случаям положения максимальной толщины профиля на 25 % по хорде соответствуют на графиках (рис. 6–8) отрицательные углы атаки. На угле атаки -5° как для классического, так и для волнистого крыла наблюдается присоединенное течение с образованием отрывных пузырей по такому же сценарию, что и при максимальной толщине на 15 % хорды. Однако тепловизионная ви-

зуализация позволяет выявить и некоторые отличия для волнистого крыла.

При угле атаки -5° на наветренной стороне отрывные пузыри меньше и располагаются выше по потоку, чем в случае $\alpha = 5^\circ$, и область турбулентного течения за ними тоже меньше. Вдоль горбов, по-видимому, пограничный слой имеет ламинарную структуру и большую толщину, что создает область повышенной температуры по сравнению с впадиной. На подветренной стороне также наблюдается увеличение протяженности ламинарного пограничного слоя вдоль линии горба. Если в случае $\alpha = 5^\circ$ максимум температуры вдоль горба находится на 20 % по хорде (см. рис. 12, б), то в случае $\alpha = -5^\circ$ – на 50 % (см. рис. 16, б).

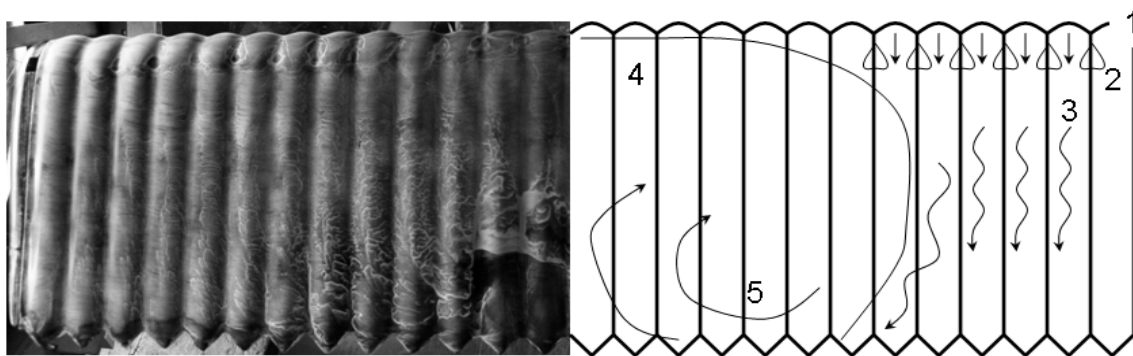


Рис. 15. Сажемазная визуализация и ее трактовка на подветренной стороне волнистого крыла (угол атаки $\alpha = 15^\circ$): 1 – ламинарный пограничный слой; 2 – отрывные пузыри; 3 – турбулентный пограничный слой; 4 – застойная область; 5 – возвратное течение

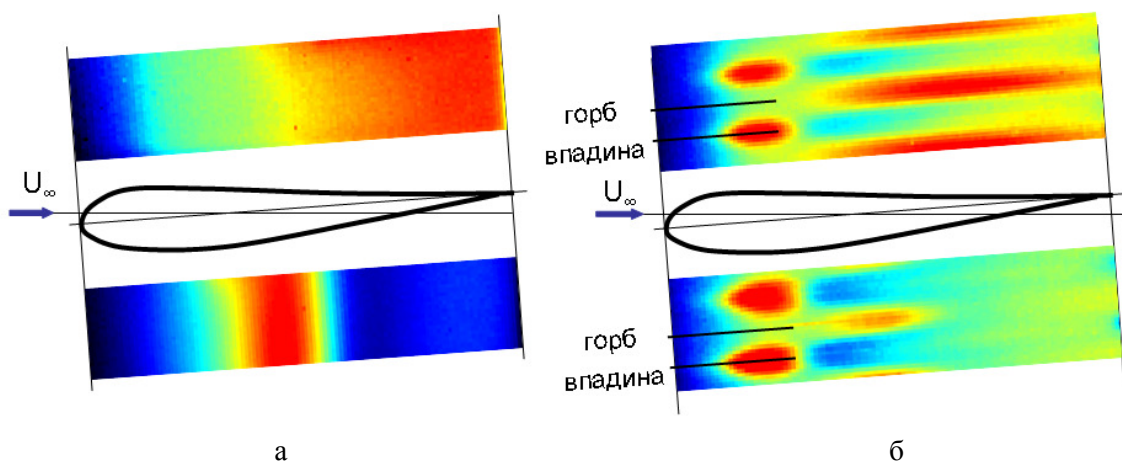


Рис. 16. Тепловизионная визуализация на угле атаки $\alpha = -5^\circ$ классического крыла (а) и волнистого крыла (б)

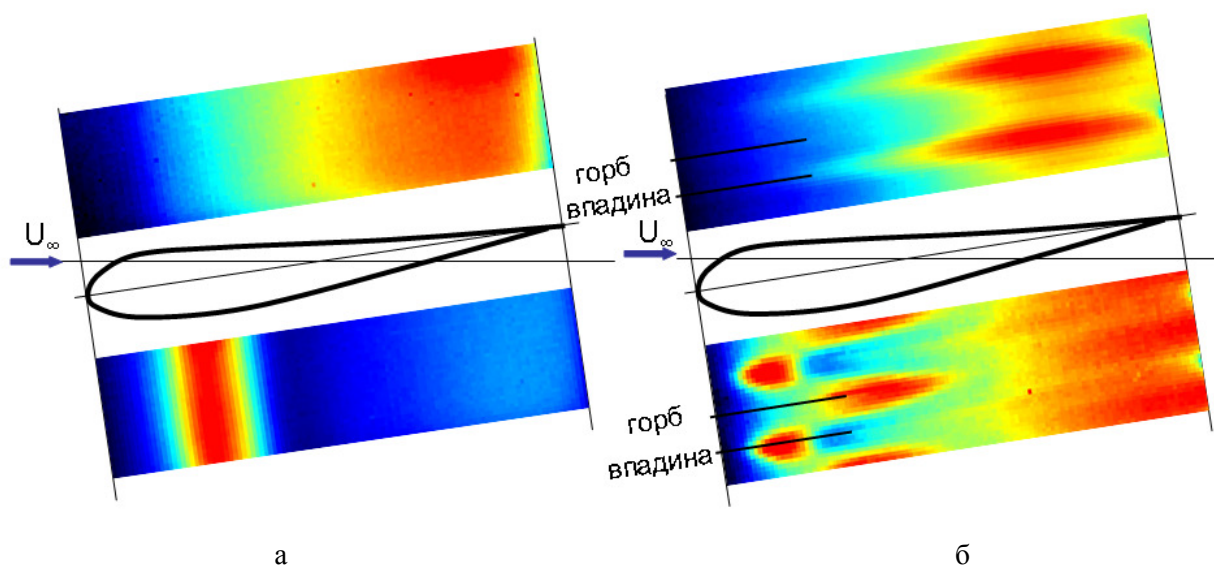


Рис. 17. Тепловизионная визуализация на угле атаки $\alpha = -10^\circ$ классического крыла (а) и волнистого крыла (б)

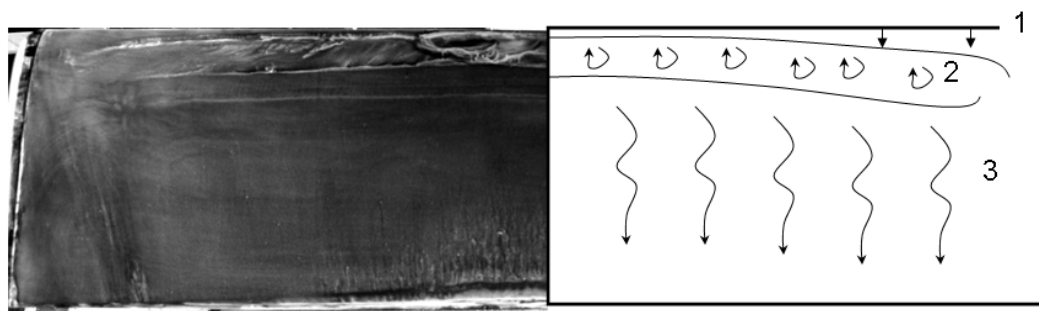


Рис. 18. Сажемазная визуализация и ее трактовка на подветренной стороне волнистого крыла (угол атаки $\alpha = -14^\circ$, увеличение угла атаки): 1 – ламинарный пограничный слой; 2 – отрывные пузыри; 3 – турбулентный пограничный слой

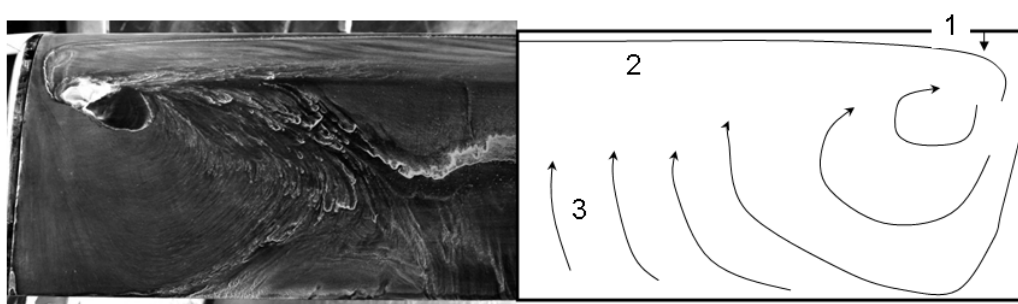


Рис. 19. Сажемазная визуализация и ее трактовка на подветренной стороне волнистого крыла (угол атаки $\alpha = -14^\circ$, уменьшение угла атаки): 1 – ламинарный пограничный слой; 2 – застойная область; 3 – область возвратного течения

На угле атаки $\alpha = -10^\circ$ на и классическом, и на волнистом крыле сохраняется режим присоединенного течения (см. рис. 17). Из особенностей следует отметить задержку ламинарно-турбулентного перехода на волнистом крыле вдоль горба.

Переход вдоль линии впадин характеризуется резким падением температуры поверхности за отрывным пузырем (синяя область вдоль линии впадин). Это согласуется с данными сажемазляной визуализации. Вдоль горбов, по данным сажемазляной визуализации, отрыва нет. Таким образом, локальная красная область вдоль линии горба в данном случае может показывать наличие толстого ламинарного пограничного слоя. Ниже 50 % по хорде происходит турбулизация пограничного слоя и падение температуры поверхности, а с 60 % снова идет рост, в связи увеличением толщины уже турбулентного пограничного слоя.

Присоединенное течение на классическом крыле сохраняется в этом случае до угла атаки 17° . Отрывной пузырь сохраняет-

ся, и явно выражен изгиб передней и задней границ отрывного пузыря в соответствии с локальными углами атаки для крыла конечного размаха (рис. 18).

Максимальная величина коэффициента подъемной силы достигает 1,03 при угле атаки 17° (см. рис. 6), после чего следует срыв потока с передней кромки. В соответствии со срывным режимом течения происходит изменение коэффициентов лобового сопротивления и момента (см. рис. 7, 8). Сажемазляная визуализация показывает перестройку режима течения с присоединенного на срывной, с образованием двух крупномасштабных вихрей (рис. 19). При уменьшении угла атаки срывной режим течения сохраняется до угла 12° (см. рис. 6), при этом лобовое сопротивление уменьшается только на 10 % по сравнению с ее значением на угле атаки 18° , а значение подъемной силы сохраняется на уровне $C_y = 0,6$, что также характерно для срывного обтекания. Таким образом, для классического крыла образуется обширная область гисте-

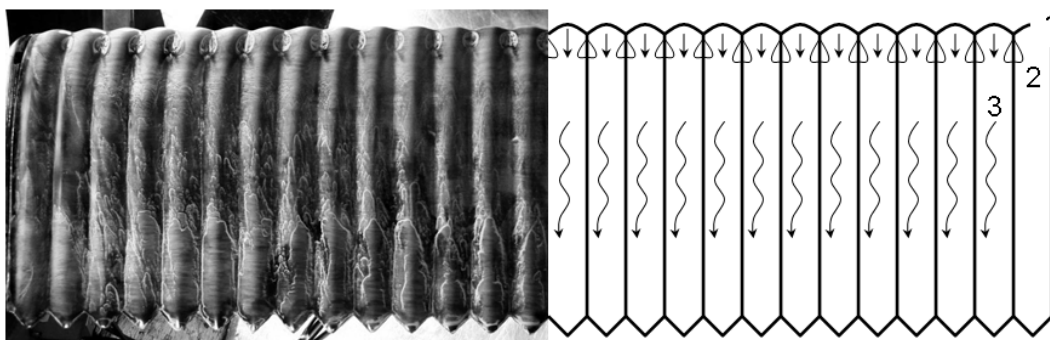


Рис. 20. Сажемазная визуализация и ее трактовка на нижней поверхности волнистого крыла (угол атаки $\alpha = -14^\circ$): 1 – ламинарный пограничный слой; 2 – отрывные пузыри; 3 – турбулентный пограничный слой

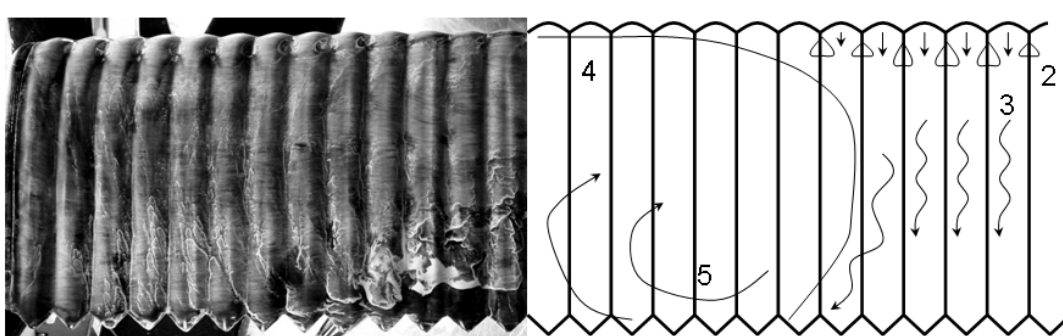


Рис. 21. Сажемазная визуализация и ее трактовка на нижней поверхности волнистого крыла (угол атаки $\alpha = -18^\circ$): 1 – ламинарный пограничный слой; 2 – отрывные пузыри; 3 – турбулентный пограничный слой; 4 – застойная область; 5 – возвратное течение

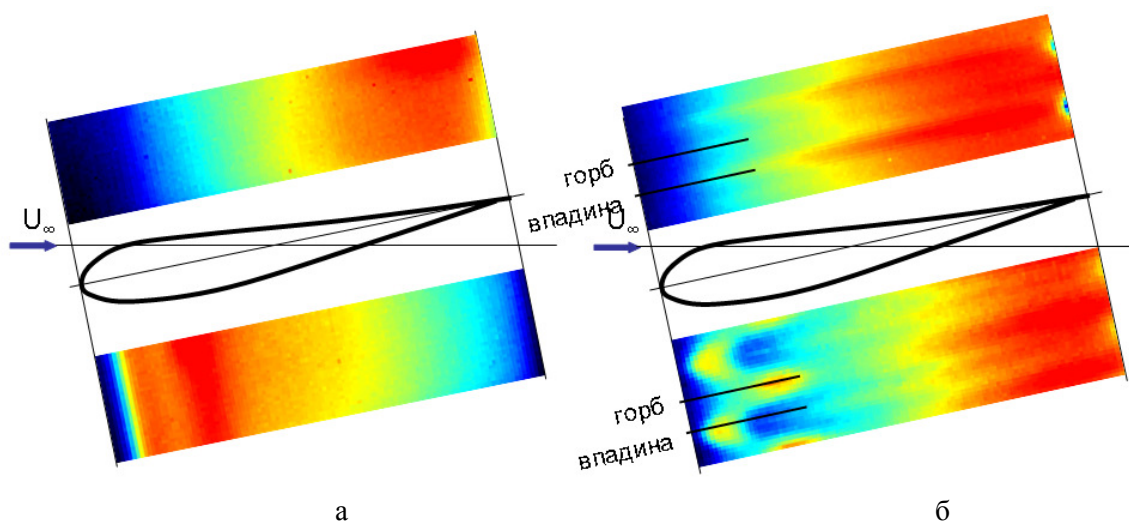


Рис. 22. Тепловизионная визуализация на угле атаки $\alpha = -15^\circ$ классического крыла (закритический режим) (а) и волнистого крыла (б)

резиса аэродинамических характеристик. Иллюстрацией этому служат две визуализации, выполненные на угле атаки 14° при докритическом режиме течения (см. рис. 18) и послекритическом (см. рис. 19).

В случае волнистого крыла уменьшение C_y происходит после угла атаки 17° . Область отрывных пузырей в данном случае меньше, чем у классического крыла (рис. 20), а максимальный коэффициент подъемной силы крыла такой же, как для классического. Срыв потока на волнистом крыле происходит более плавно, чем на гладком крыле. Наблюдается постепенное развитие отрыва пограничного слоя начиная от центра крыла (рис. 21). Еще одной особенностью протекания отрыва потока на волнистом крыле является наличие областей перемежаемости течения на границе отрывной и присоединенной зоны, что выражается в появлении вибрации модели. Подробное изучение этого явления требует дополнительных исследований. Средние же величины аэродинамических коэффициентов показывают, что гистерезис аэродинамических характеристик волнистого крыла отсутствует. Падение подъемной силы после достижения максимума выражено слабее, чем на классическом крыле. Поле возвращения с закритических углов атаки для волнистого крыла наблюдается несколько повышенное значение силы сопротивления (в пределах углов атаки $5-15^\circ$, см. рис. 7). С чем это связано, еще предстоит выяснить.

Результаты тепловизионной визуализации (рис. 22) на классическом крыле подтверждают наличие отрывного режима обтекания на подветренной стороне крыла и присоединенного ламинарного течения на наветренной стороне. Распределение температуры по размаху крыла равномерное. Для волнистого крыла на наветренной стороне распределение температуры по размаху не равномерное, но сказать точно, связано ли это с локальным отрывом или это просто более толстый пограничный слой, мы в данном случае не можем, потому что области ламинарно-турбулентного перехода с ярко выраженным понижением температуры не наблюдается.

Заключение

В работе проведены комплексные исследования обтекания крыла малоразмерного

летательного аппарата с удлинением 3,5. При характерных для данного типа летательных аппаратов числах Рейнольдса от 1,2 до $1,4 \times 10^5$ были получены аэродинамические характеристики классического крыла и крыла с волнистой поверхностью. Кроме того, картины поверхностного течения на некоторых характерных углах атаки были зафиксированы методом сажемасяной визуализации.

Результаты измерений подтвердили негативное влияние обширного отрывного пузыря на классическом крыле на его аэродинамические характеристики. Для классического крыла сдвигание максимальной толщины профиля вниз с 15 до 25 % способствует увеличению критических углов атаки в 1,5 раза, однако при этом появляется обширная зона гистерезиса аэродинамических характеристик.

Предложенный способ модернизации крыла путем придания его поверхности определенной волнистости позволяет значительно улучшить аэродинамические характеристики крыльев малоразмерных летательных аппаратов. Для профилей с максимальной толщиной около 15 % по хорде волнистость поверхности позволяет увеличить критический угол атаки в 1,7 раза и величину максимальной подъемной силы в 1,55 раза. Для профилей с максимальной толщиной на 25 % по хорде увеличение критического угла атаки незначительно, максимальная подъемная сила остается на прежнем уровне. Однако в этом случае с помощью волнистой поверхности удается ликвидировать гистерезис аэродинамических характеристик. Срыв потока с передней кромки на волнистом крыле происходит более плавно, чем на гладком, при этом на части поверхности крыла наблюдается перемежаемость течения от отрывного к присоединенному, что вызывает характерную вибрацию крыла. Наличие этой вибрации может служить сигналом для систем автоматического управления летательным аппаратом о приближении к критическим режимам.

Тепловизионная визуализация позволила выяснить, что на волнистом крыле на наветренной стороне крыла отрывные пузыри сохраняются до $5-10^\circ$ и приводят к турбулизации пограничного слоя на части наветренной стороны крыла, в то время как на классическом крыле на этих режимах

наблюдается равномерный по размаху ламинарный пограничный слой.

Дальнейшее направление работ просматривается в оптимизации параметров волнистости крыла, чтобы, с одной стороны, сохранить полезные эффекты, такие как увеличение критического угла атаки и максимальной подъемной силы, а с другой – попробовать уменьшить сопротивление волнистого крыла в области докритических углов атаки до уровня ниже наблюдаемого на классическом крыле.

Список литературы

1. *Pelletier A., Mueller T. J.* Aerodynamic Force / Moment Measurement at Very Low Reynolds // Proceedings of the 46th Annual Conference of the Canadian Aeronautics and Space Institute. Montreal, 1999. P. 59–68.
2. *Зверков И. Д., Занин Б. Ю.* Влияние формы поверхности крыла на отрыв потока // Теплофизика и аэромеханика 2003. Т. 10, № 2. С. 197–204.
3. *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.
4. *Watts P., Fish F. E.* The Influence of Passive, Leading Edge Tubercles on Wing Performance // Proceedings of the Twelfth International Symposium on Unmanned Untethered Submersible Technology (UUST) UUST01, Autonomous Undersea Systems Inst. Lee, NH, 2001.
5. *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.
6. *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.
7. *Занин Б. Ю., Козлов В. В., Проскрянов В. Г.* Структура турбулентного отрыва на прямом крыле при различных условиях обтекания // Учен. зап. ЦАГИ. 1999. Т. 30, № 1–2. С. 77–83.
8. *Зверков И. Д., Козлов В. В., Крюков А. В.* Исследование отрыва пограничного слоя на классическом и волнистом крыльях с помощью тепловизора // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2010. Т. 5, вып. 3. С. 20–28.
9. *Саленко С. Д.* Весовые испытания модели в аэродинамической трубе. Новосибирск, 1988. 21с.
10. *Шлихтинг Г.* Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974.
11. *Мхитарян А. М.* Аэрогидромеханика. М.: Машиностроение, 1984.

Материал поступил в редколлегию 18.04.2011

I. D. Zverkov, V. V. Kozlov, A. V. Kryukov

INFLUENCE OF WAVY SURFACE TO BOUNDARY LAYER STRUCTURE AND AERODYNAMIC PERFORMANCE OF FINITE SPAN WING

Investigation of small size aircraft wing was performed. Two wing models had same airfoil, but the first model had a smooth surface and second one had a wavy surface. Significant difference between aerodynamic performances of two wing model was found. Key features of boundary layer at various angles of attack were revealed by oil-film and thermovision visualization methods. These features are a reason to aerodynamic performance difference.

Key words: low Reynolds number, wing aerodynamic performance, boundary layer, separation bubble, transition, oil-film visualization, thermal imager.