

УДК 533.69.048

И. Д. Зверков¹, В. В. Козлов^{1,2}, А. В. Крюков¹

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

ОСОБЕННОСТИ ОБТЕКАНИЯ ПРЯМОГО И СКОЛЬЗЯЩЕГО КРЫЛА КОНЕЧНОГО РАЗМАХА С ГЛАДКОЙ И ВОЛНИСТОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ В ОБЛАСТИ КРИТИЧЕСКИХ УГЛОВ АТАКИ

Работа посвящена изучению несжимаемого течения на поверхности гладкого и волнистого крыла удлинения $\lambda = 3,7$ при числах Рейнольдса $1,5 \cdot 10^5$ в области критических углов атаки. Крылья с подобными геометрическими параметрами и при данных числах Рейнольдса используются на малоразмерных летательных аппаратах. От того, насколько точно удастся предсказывать режимы течения, которые могут возникнуть на крыле на околокритических углах атаки, зависит живучесть летательного аппарата в условиях полета в приземном слое атмосферы. С помощью маслосажевого визуализации показана топология отрывного и присоединенного течений у подветренной поверхности гладкого и волнистого крыла при наличии угла скольжения. По результатам работ видно, что крыло с волнистой поверхностью при отсутствии угла скольжения имеет больший критический угол атаки, чем крыло с гладкой поверхностью. На закритическом для гладкого крыла угле атаки $\alpha = 9^\circ$ изменение угла скольжения от 15 до 45° приводит к смене режима обтекания с отрывного на присоединенный. На волнистом крыле при этом же угле атаки течение при углах скольжения от 0 до 45° остается присоединенным. На практике это означает, что малоразмерный летательный аппарат с волнистым крылом будет легче пилотировать с помощью автоматических систем, а также реже будет возникать опасный режим штопора.

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

В настоящее время динамично растет область применения малоразмерных летательных аппаратов. К ним можно отнести различного рода беспилотные, дистанционно управляемые летательные аппараты, а также малоразмерные пилотируемые летательные аппараты. Основную часть составляют летательные аппараты классической самолетной схемы, или схемы «летающее крыло». Полетное число Рейнольдса по хорде крыла в силу снижения взлетного веса такого аппарата становится ниже 10^6 [1]. В связи с этим появляется ряд сложностей, связанных с

проектировкой и эксплуатацией таких летательных аппаратов и обусловленных особенностями обтекания несущей поверхности [2–4]. Схемы, поясняющие структуру течения при низких числах Рейнольдса на подветренной стороне крыла, приведены в работах [3; 4]. Начиная от передней кромки течение в пограничном слое ламинарное. В начале области с неблагоприятным градиентом давления ламинарный пограничный слой отрывается от поверхности. В оторвавшемся течении происходит ламинарно-турбулентный переход, а турбулентный по-

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 08-01-00027), гранта ведущих научных школ (НШ-454.2008.1), Министерства образования и науки РФ (№ РНП.2.1.2.541), госконтракта № 14.740.11.0354.

граничный слой вновь присоединяется к поверхности крыла. Образуется так называемый отрывной пузырь.

Чем меньше полетное число Рейнольдса, тем больше размер отрывного пузыря по хорде крыла. В общем случае, способствуя срыву потока, увеличивая лобовое сопротивление и гистерезис аэродинамических характеристик, отрывной пузырь негативно влияет на аэродинамические свойства несущей поверхности. Существуют как активные, так и пассивные способы влияния на процесс ламинарно-турбулентного перехода и на отрывной пузырь [5–8]. Известен способ влияния управления переходом при помощи установки на несущую поверхность продольной потоку волнистости определенных параметров. Определяющим параметром является высота горба h . Так, в работах [9–11] высота горба h составляла более 2 % от хорды крыла, и при числах Рейнольдса порядка 10^5 крыло с волнистой поверхностью не имело значительных преимуществ перед классическим крылом. В работах [12–14] показано, что для низких чисел Рейнольдса расположение на несущей поверхности продольной потоку волнистости с высотой горба менее 2 % от хорды существенно увеличивает критические углы атаки, а также почти полностью устраняет петлю гистерезиса аэродинамических характеристик. Однако следует заметить, что осталось невыясненным, как влияет наличие углов скольжения на характеристики волнистого крыла в сравнении с гладким крылом. В то же время полет со скольжением является неотъемлемой частью пилотажа любого летательного аппарата самолетного типа. Важно отметить, что изменение аэродинамики летательного аппарата при появлении углов скольжения играет решающую роль при срыве в штопор. Особо остро вопрос полета со скольжением стоит для малоразмерных летательных аппаратов ввиду того, что скорость полета соизмерима с ветровыми пульсациями атмосферы [15]. Число известных исследований режимов обтекания крыла при малых числах Рейнольдса и наличии угла скольжения на передней кромке совсем не велико [16–17], и в них приводятся, в основном, данные по аэродинамическим характеристикам крыльев с прямой и скользящей передней кромкой. Структура же отрывного течения в силу применяемых методов визуализации остается слабо осве-

щенной. Маслосажева визуализация позволяет выявить трехмерную топологию отрывного течения, что хорошо показано в работах [18–19]. Из результатов работ [20; 21] следует, что возможно влияние на отрыв потока на прямом и скользящем крыле с гладкой поверхностью при помощи установки специального турбулизатора, создающего след, который влияет на образование и развитие трехмерных отрывных структур на подветренной части несущей поверхности. Положение турбулизатора изменяется с изменением угла скольжения, что наводит на мысль об установке серии турбулизаторов с определенной периодичностью на реальном летательном аппарате. В случае с волнистым крылом мы также имеем серийное расположение вихревых турбулизаторов, которые образуются во впадинах между горбами. В работе [14] показано, что при низких числах Рейнольдса установка волнистости на несущую поверхность значительно увеличивает критические углы атаки. Не менее важным является фактически полное устранение гистерезиса аэродинамических характеристик, однако оставалось не ясным, как поведет себя волнистое крыло при наличии угла скольжения.

Цель данной работы – определить влияние волнистости несущей поверхности на аэродинамические характеристики и топологию течения на подветренной стороне скользящего крыла.

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики им С. А. Христиановича СО РАН. В ходе эксперимента использовались две модели крыла: гладкая и волнистая с профилем Z-15-25, размахом 730 мм и удлинением 3,7 (рис. 1).

Высота горба на волнистом крыле составила 1,3 % хорды, а шаг горбов – 13 % хорды. Эксперименты проводились при скорости набегающего потока 12 м/с при естественной трубной турбулентности $\varepsilon = 0,04$ %. Визуализация проводилась с помощью раствора люминесцирующего мелкодисперсного порошка, масла и керосина. Съемка велась при ультрафиолетовом освещении специальной лампой в темной комнате. Применение люминесцентного состава было обусловлено тем, что для получения качественной картины на волнистом крыле пришлось несколько увеличить процентное содержание масла в смеси, что значительно увеличило время

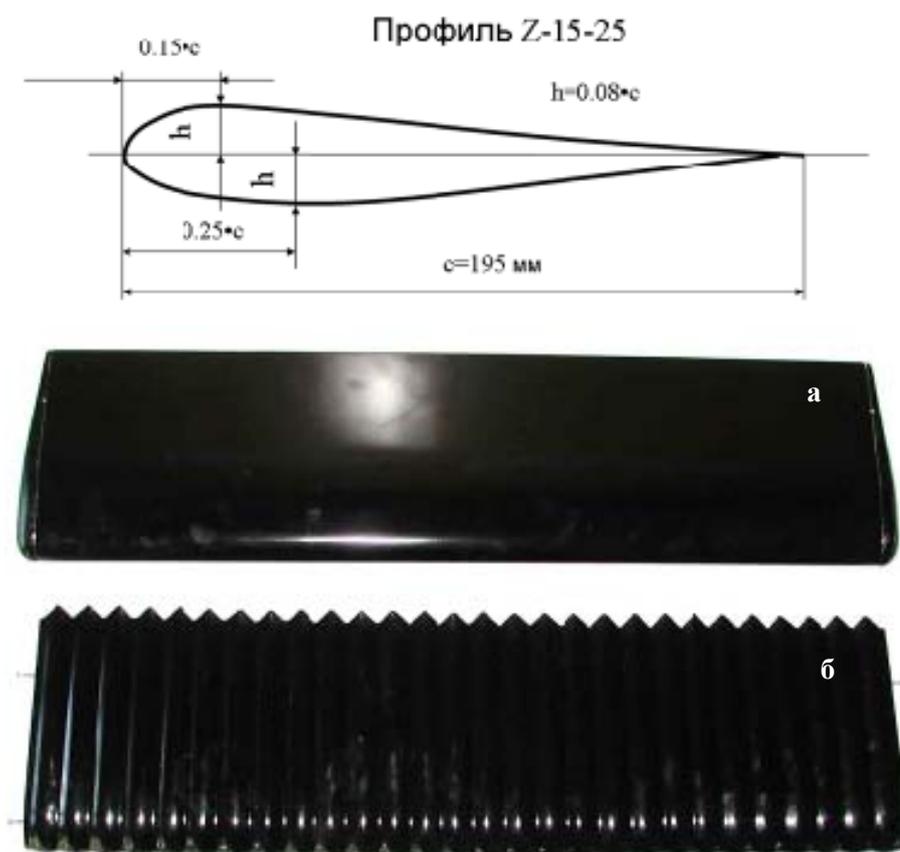


Рис. 1. Профиль Z-15-25 и вид модели гладкого (а) и волнистого (б) крыла

проведения визуализации. Некоторые зоны так и не удалось просушить полностью – оставалось масляное пятно, что на черной поверхности модели создавало неразборчивую область. Однако в ультрафиолетовом освещении визуализация четко и полностью просматривалась (рис. 2).

В дальнейшем ультрафиолетовая съемка также хорошо себя зарекомендовала и на гладком крыле, что значительно ускорило процесс проведения эксперимента.

Визуализация течения проводилась на гладком крыле при $\alpha = 9^\circ$, на волнистом при $\alpha = 9^\circ$ и $\alpha = 16^\circ$. При этом верхняя часть профиля (см. рис. 1) является подветренной. Углы скольжения $\beta = 0, 15, 30$ и 45° . Ниже приведены фотографии визуализации, выполненные на подветренной стороне гладкого и волнистого крыла с трактовкой течения и пояснениями авторов.

Дополнительная проверка режима присоединенного или отрывного течения про-

водилась наклейкой нескольких шелковинок в области 60 % по хорде крыла.

На рис. 3 представлена топологическая картина течения на поверхности модели гладкого крыла при угле атаки 9° и угле скольжения 0° . В области передней кромки мы можем наблюдать на всем протяжении размаха модели небольшой участок присоединенного ламинарного течения 1. Ниже по потоку по всей протяженности проходит линия отрыва ламинарного пограничного слоя 2, переходящего в полный срыв потока с образованием значительной застойной зоны 3, пары крупномасштабных вихревых структур 5 и мощного возвратного течения 6. По краям размаха в области максимального скоса потока наблюдается небольшая область присоединенного течения 4.

Далее представлена картина течения на поверхности волнистого крыла при угле атаки 9° и угле скольжения 0° (рис 4).



Рис. 2. Визуализация на волнистом крыле при $Re = 1,55 \cdot 10^5$, $\alpha = 9^\circ$ в обычном (а) и ультрафиолетовом (б) освещении

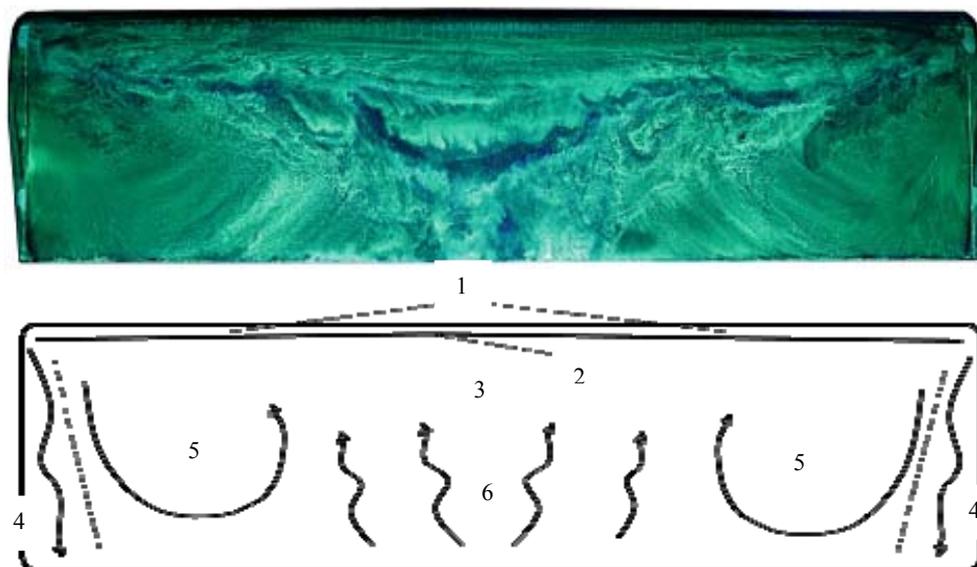


Рис. 3. Визуализация течения на модели гладкого крыла, $\alpha = 9^\circ$, $\beta = 0^\circ$:
 1 – область присоединенного ламинарного течения; 2 – линия отрыва ламинарного пограничного слоя;
 3 – застойная зона; 4 – зона присоединенного турбулентного течения; 5 – вихревая структура;
 6 – возвратное течение

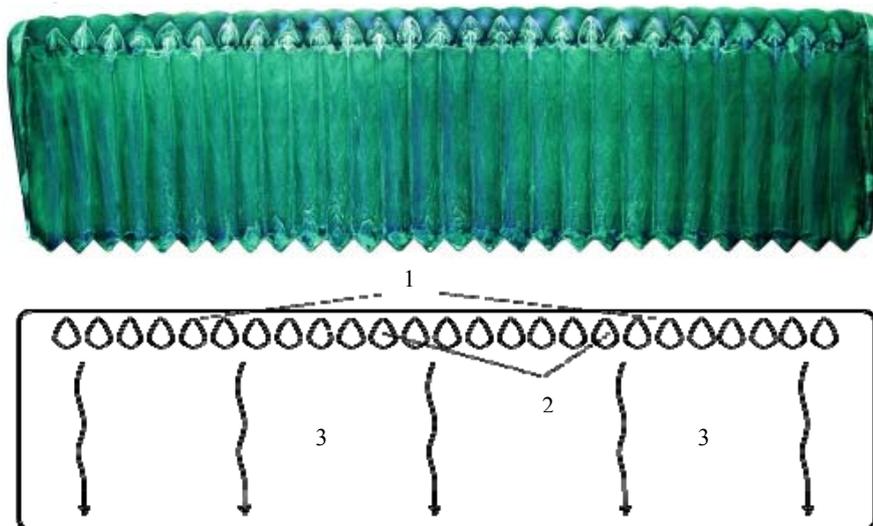


Рис. 4. Визуализация течения на модели волнистого крыла при $\alpha = 9^\circ$, $\beta = 0^\circ$:
 1 – область присоединенного ламинарного течения; 2 – система отрывных пузырей;
 3 – зона присоединенного турбулентного течения

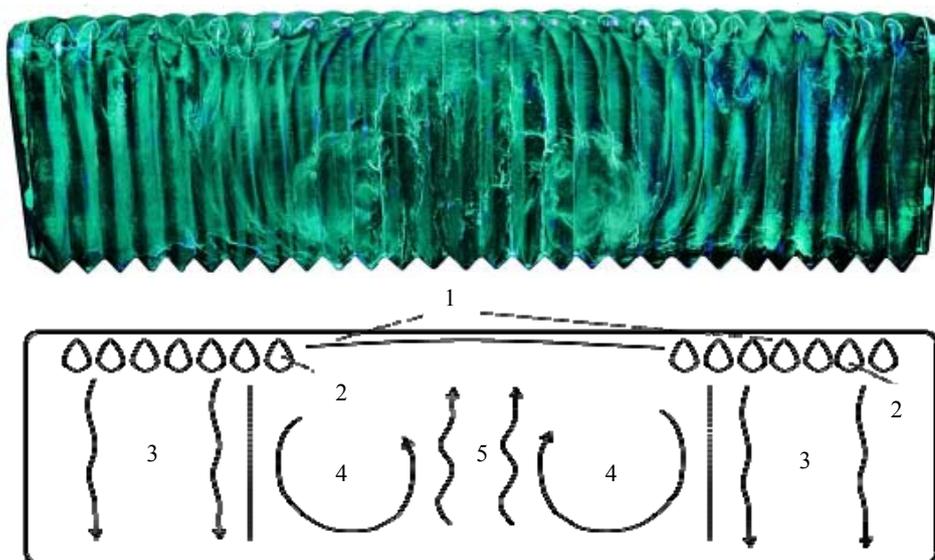


Рис. 5. Визуализация течения на модели волнистого крыла при $\alpha = 16^\circ$, $\beta = 0^\circ$:
 1 – область присоединенного ламинарного течения; 2 – система отрывных пузырей;
 3 – зона присоединенного турбулентного течения; 4 – вихревая структура; 5 – возвратное течение

При тех же углах атаки и скольжения можно наблюдать небольшую область присоединенного ламинарного течения 1. Ниже по потоку, в отличие от гладкого крыла, на волнистом нет четкой линии отрыва ламинарного пограничного слоя. Отрыв происходит по передней границе локализованных во впадинах отрывных пузырей 2. Причем такой пузырь имеет сложную трехмерную структуру с мощными вихревыми составляющими, и его изучение представляется

отдельной серьезной работой в дальнейшем. Далее по потоку за пузырями наблюдается присоединенное турбулентное течение на всей оставшейся поверхности. Таким образом, течение на поверхности модели волнистого крыла, полностью присоединенное, в отличие от гладкого, на котором при тех же условиях идет полный срыв потока. При увеличении угла атаки на волнистом крыле до 16° начинается срыв потока с передней кромки (рис. 5).

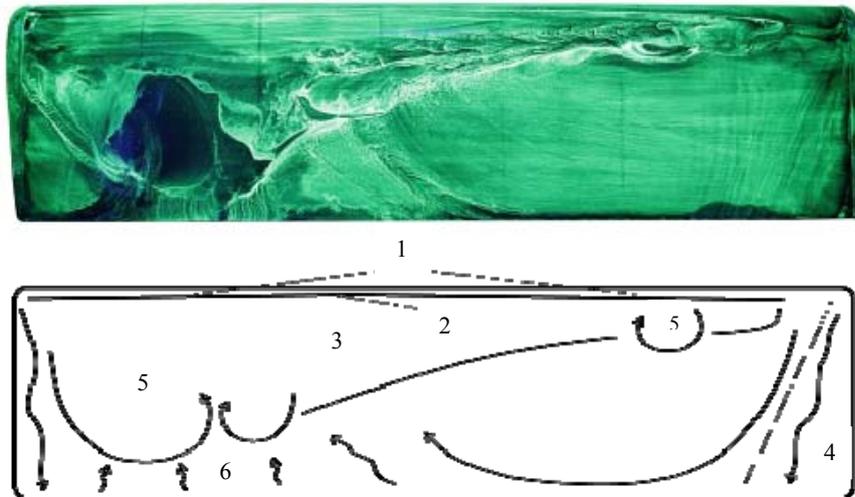


Рис. 6. Визуализация течения на модели гладкого крыла при $\alpha = 9^\circ$, $\beta = 15^\circ$:
 1 – область присоединенного ламинарного течения; 2 – линия отрыва ламинарного пограничного слоя;
 3 – застойная область; 4 – зона присоединенного турбулентного течения; 5 – вихревая структура;
 6 – возвратное течение

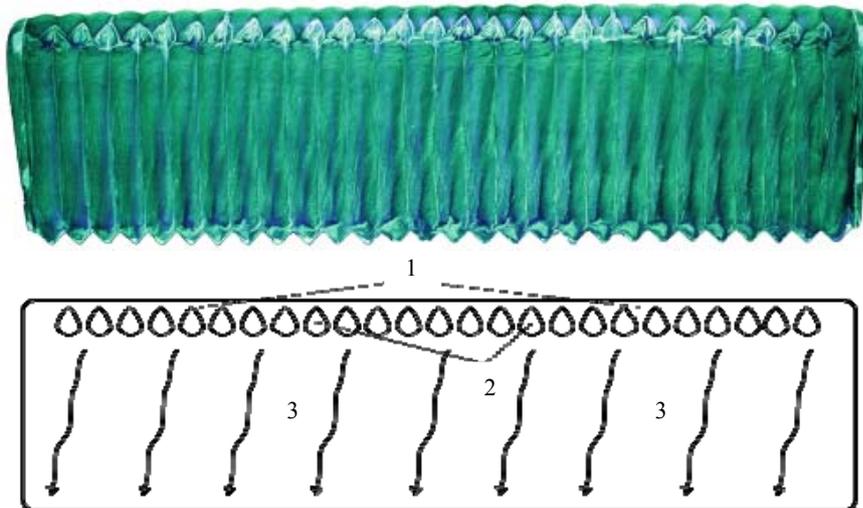


Рис. 7. Визуализация течения на модели волнистого крыла при $\alpha = 9^\circ$, $\beta = 15^\circ$:
 1 – область присоединенного ламинарного течения; 2 – система отрывных пузырей;
 3 – зона присоединенного турбулентного течения

В средней части модели вблизи передней кромки происходит отрыв ламинарного пограничного слоя с образованием застойной зоны и пары крупномасштабных вихревых структур 4 (рис. 5) и зоны возвратного течения 5. Однако по краям модели можно видеть присоединенное турбулентное течение 3 с ламинарным участком 1 и системой отрывных пузырей 2, смещенных ближе к передней кромке в отличие от случая $\alpha = 9^\circ$. Таким образом, даже при $\alpha = 16^\circ$ область

присоединенного турбулентного течения на волнистом крыле гораздо больше незначительных участков присоединенного течения на гладком крыле при $\alpha = 9^\circ$.

При появлении скольжения на гладком крыле возникает несимметричное срывное течение на поверхности модели (рис. 6).

При $\beta = 15^\circ$ на гладком крыле происходит изменение интенсивности и расположения центров вихревых структур. Со стороны наветренного торца модели центр вихревой

структуры смещается к передней кромке со снижением интенсивности, в результате чего растет область присоединенного течения 4. На другой стороне модели, напротив, центр вихревой структуры смещается вниз по потоку с ростом интенсивности и образованием смежной дополнительной вихревой структуры. Основную часть поверхности модели по-прежнему занимают возвратное и вихревое течения (6 и 5 соответственно).

При появлении скольжения в обтекании волнистого крыла при $\alpha = 9^\circ$ поток остается присоединенным (рис. 7). Наблюдается наличие ламинарного участка 1, системы отрывных пузырей 2 и зоны присоединенного турбулентного течения 3. Картина течения

очень похожа по структуре на случай обтекания без скольжения.

Далее рассмотрим изменение течения на волнистом крыле при критическом угле атаки (рис. 8).

На волнистом крыле при $\beta = 15^\circ$ и $\alpha = 16^\circ$, так же как и для гладкого крыла (см. рис. 6), появляется несимметрия в обтекании. Отрывная область, состоящая из вихревого 4 и возвратного 5 течений, занимавшая в случае обтекания без скольжения большую часть поверхности (см. рис. 5), существенно уменьшилась при $\beta = 15^\circ$. В результате область присоединенного турбулентного течения 3 стала занимать преобладающую часть подветренной стороны модели.

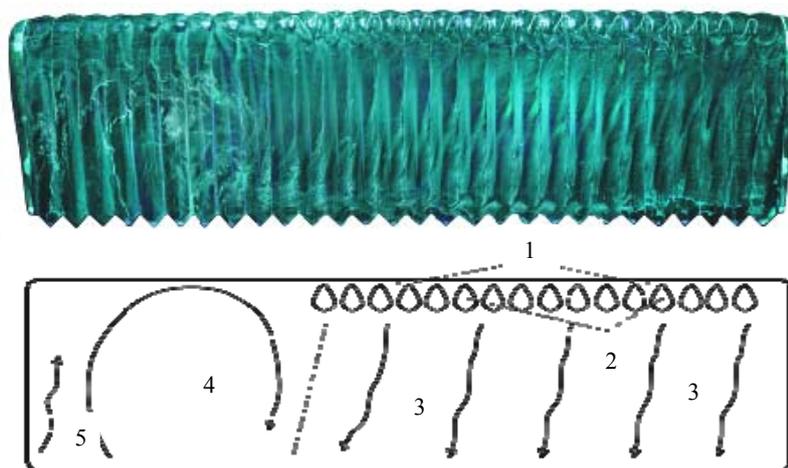


Рис. 8. Визуализация течения на модели волнистого крыла при $\alpha = 16^\circ$, $\beta = 15^\circ$:
1 – область присоединенного ламинарного течения; 2 – система отрывных пузырей;
3 – зона присоединенного турбулентного течения; 4 – вихревая структура;
5 – возвратное течение

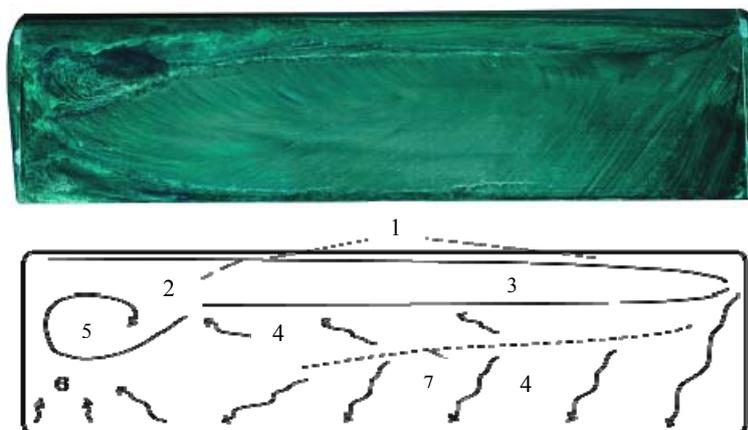


Рис. 9. Визуализация течения на модели гладкого крыла при $\alpha = 9^\circ$, $\beta = 30^\circ$:
1 – область присоединенного ламинарного течения; 2 – линия отрыва ламинарного пограничного слоя; 3 – область отрывного пузыря; 4 – зона присоединенного турбулентного течения; 5 – вихревая структура; 6 – возвратное течение; 7 – линия растекания

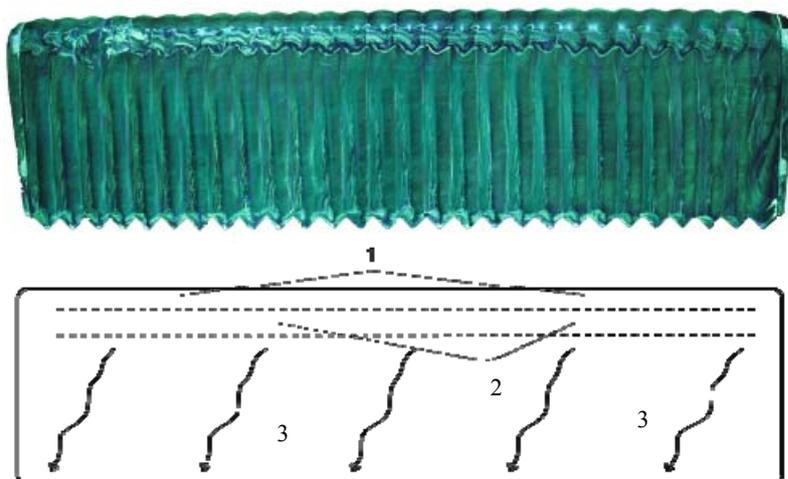


Рис. 10. Визуализация течения на модели волнистого крыла при $\alpha = 9^\circ$, $\beta = 30^\circ$:
 1 – область присоединенного ламинарного течения; 2 – система отрывных пузырей;
 3 – зона присоединенного турбулентного течения

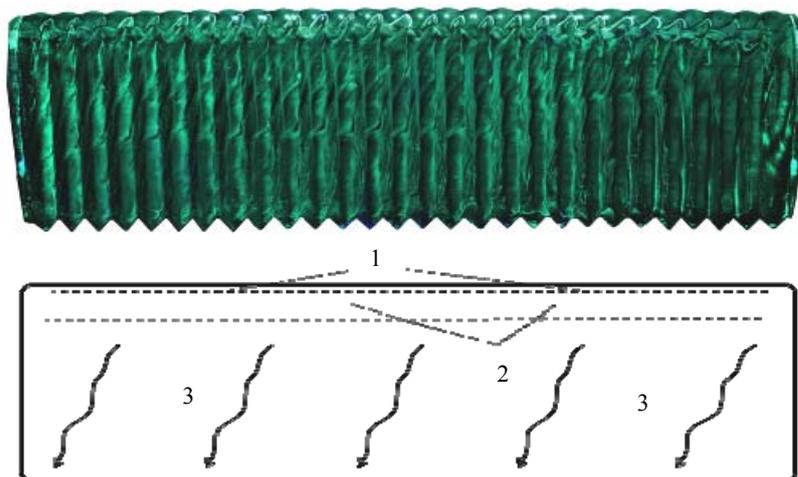


Рис. 11. Визуализация течения на модели волнистого крыла при $\alpha = 16^\circ$, $\beta = 30^\circ$:
 1 – область присоединенного ламинарного течения; 2 – система отрывных пузырей;
 3 – зона присоединенного турбулентного течения

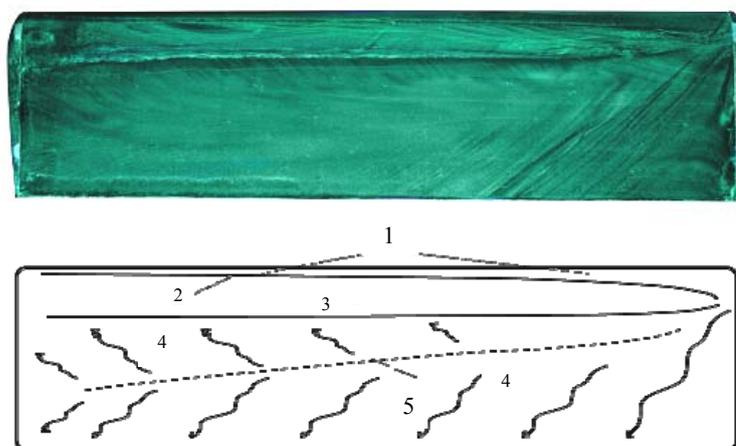


Рис. 12. Визуализация течения на модели гладкого крыла при $\alpha = 9^\circ$, $\beta = 45^\circ$:
 1 – область присоединенного ламинарного течения; 2 – линия отрыва ламинарного
 пограничного слоя; 3 – область отрывного пузыря; 4 – зона присоединенного
 турбулентного течения; 5 – линия растекания

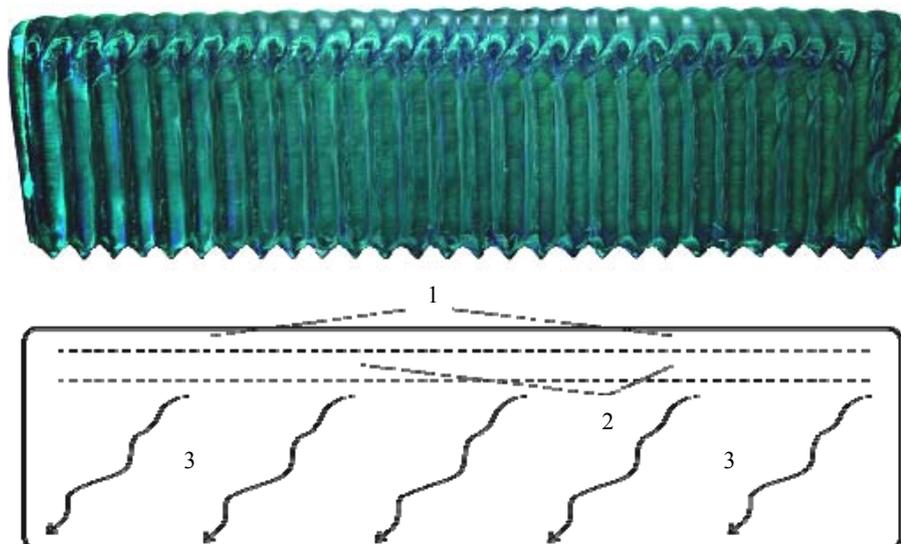


Рис. 13. Визуализация течения на модели волнистого крыла при $\alpha = 9^\circ$, $\beta = 45^\circ$:
 1 – область присоединенного ламинарного течения; 2 – система отрывных пузырей;
 3 – зона присоединенного турбулентного течения

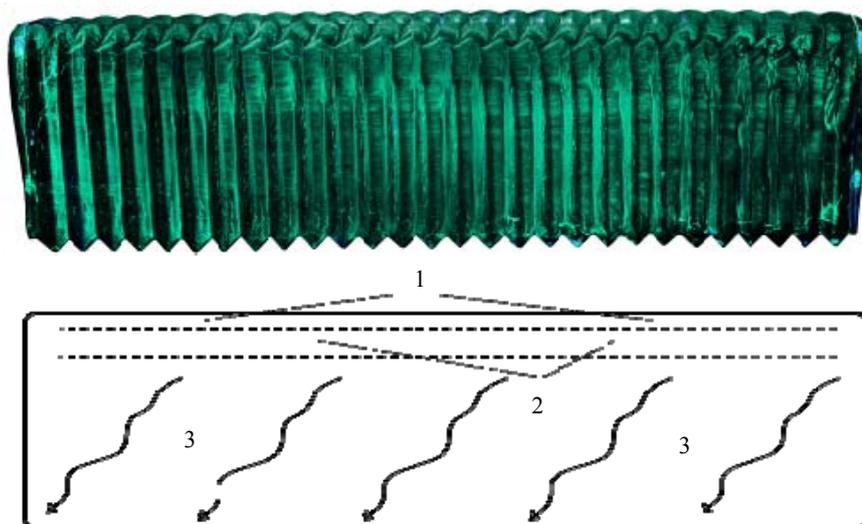


Рис. 14. Визуализация течения на модели волнистого крыла при $\alpha = 16^\circ$, $\beta = 45^\circ$:
 1 – область присоединенного ламинарного течения; 2 – система отрывных пузырей;
 3 – зона присоединенного турбулентного течения

При увеличении β до 30° на гладком крыле при том же угле атаки $\alpha = 9^\circ$ картина существенно меняется в сравнении со случаем $\beta = 15^\circ$. Появляются ярко выраженные зоны ламинарного течения 1 в области передней кромки (рис. 9). Ниже по потоку локализуется четкая зона отрывного пузыря 3. Далее формируется присоединенное турбулентное течение 4 с отчетливым проявлением линии растекания 7, характерной для течения на поверхности дельтовидного крыла.

Со стороны подветренного торца модели наблюдается небольшой участок возвратного течения 6 с вихревой структурой 5. Таким образом, мы наблюдаем, что на преобладающей части поверхности поток присоединен.

При увеличении угла скольжения на волнистом крыле до 30° (рис. 10) при угле атаки $\alpha = 9^\circ$ течение аналогично случаю $\beta = 15^\circ$ (см. рис. 7). Картина течения состоит из небольшого ламинарного участка 1 в районе

передней кромки. Ниже по потоку располагается система отрывных пузырей 2 и дальнейшее присоединенное течение 3 на всей оставшейся поверхности. Отличие наблюдается только в форме отрывных пузырей. Они, по-видимому, в данном случае, объединяются в один отрывной пузырь с неровной границей и периодической внутренней структурой.

При увеличении угла атаки до 16° при $\beta = 30^\circ$ (рис. 11) на поверхности волнистого крыла мы наблюдаем существенное отличие от течения при скольжении 15° .

В этом случае наблюдается зона ламинарного течения 1 вблизи передней кромки, далее система отрывных пузырей 2, смещенных вперед по хорде по сравнению со случаем $\alpha = 9^\circ$. Ниже по потоку идет присоединенное турбулентное течение 3 на всей оставшейся поверхности модели. Таким образом, в отличие от угла скольжения 15° , при том же угле атаки 16° (см. рис. 8), течение на поверхности полностью присоединено.

При дальнейшем увеличении угла скольжения до 45° во всех трех случаях (гладкое крыло, $\alpha = 9^\circ$; волнистое крыло, $\alpha = 9$ и 16°) на поверхностях моделей мы наблюдаем полностью присоединенный турбулентный пограничный слой (рис. 12–14).

На гладком крыле при $\beta = 45^\circ$ течение состоит из небольшого ламинарного участка 1, зоны отрывного пузыря 3 ниже по потоку. На всей оставшейся поверхности наблюдается присоединенное турбулентное течение 4 с ярко выраженной линией растекания 5.

На волнистом крыле при $\beta = 45^\circ$ (рис. 13) течение на поверхности модели состоит из ламинарной области 1, системы отрывных пузырей 2 и зоны присоединенного турбулентного течения 3.

Течение при $\alpha = 16^\circ$ (см. рис. 14) отличается от течения при $\alpha = 9^\circ$ (см. рис. 13) лишь смещением системы отрывных пузырей ближе к передней кромке модели. Турбулентный пограничный слой также присоединен.

Итак, при исследовании влияния углов скольжения на пограничный слой подветренной стороны гладкого и волнистого крыла в области критических углов атаки выяснилось следующее. Для низких чисел Рейнольдса волнистое крыло не только не теряет своих преимуществ перед гладким с появлением скольжения в обтекании, но и

обладает более быстрым присоединением потока с ростом угла скольжения. Обнаруженные положительные эффекты позволяют сделать заключение о том, что расположение продольной потоку волнистости определенного характера на несущей поверхности существенно улучшит устойчивость и управляемость малоразмерного летательного аппарата в области критических углов атаки. Для летательных аппаратов, у которых в силу конструктивных особенностей стреловидность крыла меняется, вопрос наиболее выгодной ориентации волнистости относительно набегающего потока требует дальнейших исследований.

Список литературы

1. *Pelletier A., Mueller T. J.* Aerodynamic Force / Moment Measurement at Very Low Reynolds // Proc. of the 46th Annual Conference of the Canadian Aeronautics and Space Institute. Montreal, 1999. P. 59–68.
2. *Бойко А. В., Грек Г. П., Довгаль А. В., Козлов В. В.* Возникновение турбулентности в пристенных течениях. Новосибирск: Наука, 1999. 328 с.
3. *Gaster M.* The Structure and Behavior of Separation Bubbles // ARC R and M. 1969. No. 3595.
4. *Brendel M., Muller T. J.* Boundary Layer Measurements in a Separation Bubble on an Airfoil at Low Reynolds Numbers // J. of Aircraft. 1988. Vol. 25. No. 7. P. 612–617.
5. *Schmitz. F. W.* Aerodynamik des flugmodells. Duisburg: Carl Lange Verlag, 1952. 80 p.
6. *McMaster J. H., Henderson M. L.* Low-speed Single Element Airfoil Synthesis // Technical Soaring. 1980. Vol. 2. No. 2. P. 1–21.
7. *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.
8. *Gad-el-Hak M.* Flow Control: Passive, Active, and Reactive Flow Management. L.: Cambridge University Press, 2006. 448 p.
9. *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.
10. *Johari H., Henoeh C., Custodio D., Levshin A.* Effects of Leading-Edge Protuberances

on Airfoil Performance // AIAA J. 2007. Vol. 45. No. 11. P. 2634–2641.

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

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

13. Занин Б. Ю., Зверков И. Д., Козлов В. В., Павленко А. М. О новых методах управления дозвуковыми отрывными течениями // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2007. Т. 2, вып. 1. С. 10–18.

14. 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.

15. Watkins S. et al. Atmospheric Wind and Their Implications for Microair Vehicles // AIAA J. 2006. Vol. 44. No. 11. P. 2591–2600.

16. Torres G., Mueller T. Low-Aspect-Ratio Wing Aerodynamics at Low Reynolds Numbers // AIAA J. 2004. Vol. 42. No. 5. P. 865–873.

17. Shields M., Mohseni K. Effects of Side-slip on the Aerodynamics of Low-Aspect-Ratio // AIAA J. 2012. Vol. 50. No. 1. P. 85–99.

18. 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.

19. Бойко А. В., Довгаль А. В., Занин Б. Ю., Козлов В. В. Пространственная структура отрывных течений на крыловых профилях (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. 1996. Т. 3, № 1. С. 1–14.

20. Бойко А. В., Довгаль А. В., Занин Б. Ю., Козлов В. В., Лушин В. Н., Сызранцев В. В. Топология глобального отрыва на модели крыла в присутствии источников стационарных возмущений // Теплофизика и аэромеханика. 1995. Т. 2, № 1. С. 37–45.

21. Павленко А. М., Занин Б. Ю., Катасонов М. М., Зверков И. Д. Преобразование структуры отрывного течения с помощью локального воздействия // Теплофизика и аэромеханика. 2010. Т. 17, № 1. С. 17–22.

Материал поступил в редколлегию 03.09.2012

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

FLOW FEATURE NEAR UNSWEPT AND SWEPT FINIT SPAN WING WITH SMOOTH AND WAVY SURFACE AT STALL ANGLE OF ATTACK

Incompressible flow feature at near stall angle off attack on classical and wavy surface wing with aspect ratio $\lambda = 3,7$ at Reynolds number $1,5 \cdot 10^5$ was investigated. Such kinds of the wings at the same Reynolds number are employing on micro air vehicle. Vitality of the small aircraft at near ground atmospheric condition flight depends from predictable wing behavior at near stall angle of attack. Separation and attached flow structure at lee surface of wavy and classical wing was shown by oil-film visualization at sweep and no sweep angle condition. It was shown the wavy wing at no sweep condition has the stall angle of attack lager than classical one. At post-stall angle of attack $\alpha = 9^\circ$ for classical wing sweep angle increasing from 15° to 45° results to changing from separation flow regime to attached one. On wavy wing at the same angle of attack and sweep angle from 0° to 45° the attached flow is observed only. In practice, this means that micro air vehicle will easy controlling by automatic system and will fall in stall regime rarely.

Keywords: low Reynolds number, swept wing streamlining, wavy surface, boundary layer, separation bubble, laminar-turbulent transition, oil-film visualization.