

УДК 533.694.73

## **Влияние степени турбулентности набегающего потока в аэродинамической трубе на отрыв пограничного слоя\***

**И.Д. Зверков<sup>1</sup>, В.В. Козлов<sup>1,2</sup>, А.В. Крюков<sup>1,2</sup>**

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

<sup>1,2</sup>*Новосибирский государственный университет*

E-mail: zverkov@itam.nsc.ru

Работа посвящена исследованию аэродинамических характеристик крыла для миниатюрных беспилотных летательных аппаратов (МЛА). Показано, какими причинами может быть вызвано значительное различие в аэродинамических характеристиках крыла, полученных в разных аэродинамических трубах. Предложен способ оценки комплексного влияния условий потока в аэродинамической трубе на получаемые в ходе эксперимента результаты измерений.

**Ключевые слова:** срыв потока, отрывной пузырь, малые числа Рейнольдса, аэродинамические характеристики крыла.

В настоящее время разработка беспилотных летательных аппаратов является наиболее динамично развивающимся направлением в области авиационной техники. Важнейшим фактором, определяющим облик и параметры будущего малоразмерного летательного аппарата (МЛА), является совокупность аэродинамических характеристик его крыла. В работе [1] показано, что уменьшение взлетного веса ЛА неуклонно ведет к снижению числа Рейнольдса по хорде крыла для большого класса беспилотных летательных аппаратов. Получая аэродинамические характеристики крыльев при числе Рейнольдса по хорде крыла ниже 500 000, исследователи сталкиваются с рядом проблем, одна из которых — возникновение отрыва пограничного слоя в области положительного градиента давления. Отрывной пузырь может иметь протяженность более 5 % хорды крыла и начинает играть важнейшую роль в процессах ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя и срыва потока с передней кромки крыла. Само явление отрывного пузыря изучено достаточно подробно [2–4]. Известно о высокой чувствительности отрывного пузыря к различным возмущающим факторам, таким, как повышенная степень турбулентности набегающего потока [5, 6] или акустическое воздействие [7, 8]. Также известно о влиянии акустических и вихревых возмущений на аэродинамиче-

---

\* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 08-01-00027), государственного контракта № 14.740.11.0354, Министерства образования и науки РФ (грант № РНП. 2.1.2.541).

ские характеристики крыла. Однако не удалось найти работ, где влияние одних и тех же возмущающих факторов было прослежено как на форму отрывного пузыря, так и на аэродинамические характеристики крыла, на поверхности которого этот пузырь образуется.

Такая постановка задачи кажется очень важной, поскольку высокая чувствительность пограничного слоя с отрывным пузырем к внешним возмущениям создает сложности при проектировании крыла малоразмерного летательного аппарата. Поскольку течение в области отрывного пузыря носит нестационарный характер, его расчет с помощью прямого численного моделирования или метода дискретных вихрей затруднен. В настоящее время широко используется лишь расчет дозвукового обтекания бесконечного крыла (двумерный случай) с помощью программы «Xfoil» [9]. В данной программе характеристики пограничного слоя находятся параметрически и зависят от того, насколько точно заданы параметры для выбранного условия обтекания. Необходимо также принять во внимание, что экспериментальные работы в этой области [10] показали существенную неоднородность пристенной области течения на крыле по размаху. Поэтому в двумерной постановке задачи обтекания крыла при малых числах Рейнольдса рассматривать нельзя, и основным надежным методом получения аэродинамических характеристик крыла при числе Рейнольдса в области 10000–500000 остается эксперимент.

Однако при проведении экспериментов выяснилось, что в условиях разных аэродинамических труб, аэродинамические характеристики крыла оказываются разными, несмотря на достаточно низкий уровень турбулентности в той или иной трубе. Этот вопрос исследовался, например, в работе [11]. В ней было отмечено сильное влияние акустических возмущений на разрушение отрывного пузыря и на аэродинамические характеристики крыла, но исследование связи между геометрическими параметрами отрывного пузыря и аэродинамическими характеристиками крыла не проводилось.

В предыдущих работах авторам приходилось сталкиваться с данной проблемой. Так, в работе [12] изучалось воздействие волнистости поверхности крыла на пограничный слой крыла и его аэродинамические характеристики. Первая часть экспериментов проводилась в аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН, где степень турбулентности, измеренная одноточечным датчиком, равнялась 0,04 %. Было выявлено, что срыв потока с передней кромки на крыле с волнистой поверхностью происходит на угле атаки, который в 1,5 раза выше критического угла атаки крыла с гладкой поверхностью. Вторая часть экспериментов проводилась в трубе СС-19 НГТУ. В ней планировалось получить аэродинамические характеристики гладкого и волнистого крыла. Но в условиях трубы СС-19 критический угол атаки гладкого и волнистого крыла оказался одинаковым. Измерение степени турбулентности набегающего потока в трубе СС-19 показало уровень 0,7 %. Сажемазная визуализация, проведенная на одном и том же угле атаки  $\alpha = 14^\circ$  при естественной для обеих труб степени турбулентности, выявила существенное различие формы отрывного пузыря (см. рис. 1).

Из результатов визуализации видно, что в условиях трубы Т-324 отрывной пузырь имеет трехмерные структуры на задней границе отрывного пузыря. В условиях трубы СС-19 отрывной пузырь имеет меньшую протяженность по хорде и отсутствие трехмерных структур на задней границе, так что течение можно рассматривать как квазидвумерное.

Остается открытым вопрос, какие характеристики более соответствуют полету МЛА в реальной атмосфере. Для этого необходимо провести летные испытания. Наиболее простым летным экспериментом является сажемазная визуализация пограничного слоя на поверхности крыла, однако не вполне ясны критерии, по которым можно оценить влияние атмосферной степени турбулентности на пограничный слой и соответственно картину визуализации пристенного течения.

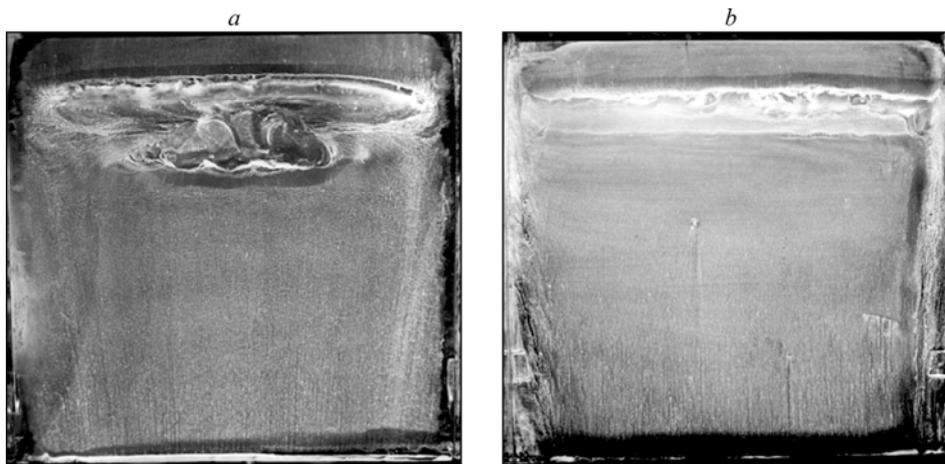


Рис. 1. Сажемастная визуализация на модели крыла с удлинением  $\lambda = 1$  и концевыми шайбами. Угол атаки  $\alpha = 15^\circ$ ,  $Re = 1,7 \cdot 10^5$ .  
 В условиях трубы Т-324,  $\varepsilon = 0,04\%$  (а), в условиях трубы СС-19,  $\varepsilon = 0,7\%$  (б).

Для более детального изучения связи между аэродинамическими характеристиками крыла и геометрическими размерами отрывного пузыря в пограничном слое крыла при различной степени турбулентности набегающего потока, труба Т-324 была оснащена собственными аэродинамическими весами. Настоящая работа посвящена результатам, полученным на этой установке.

#### ОПИСАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

##### Аэродинамическая труба

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе закрытого типа Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского Отделения РАН. Она имеет степень поджатия 1:16 и набор элементов, снижающих пульсации потока. Степень турбулентности  $\varepsilon = 0,04\%$  в диапазоне частот 1–5000 Гц измерена с помощью однониточного датчика термоанемометра. Скорость набегающего потока в данной серии экспериментов  $U_\infty = 12$  м/с, число Рейнольдса по хорде крыла  $Re = 1,7 \cdot 10^5$ .

##### Модель крыла

В экспериментах использовалась модель крыла с удлинением  $\lambda = 3,5$  и профилем Z-15-25 (см. рис. 2). Характерной особенностью данного профиля является то, что максимальный прогиб верхней дужки профиля находится на 15 % по хорде, максимальный прогиб нижней дужки находится на 25 % по хорде. Такой профиль выгоден для летательных аппаратов типа “летающее крыло”, так как должен иметь свойство самобалансировки в пределах рабочих углов атаки. Узловые координаты профиля представлены в таблице. Промежуточные точки получаются с помощью использования кубической сплайн-функции.

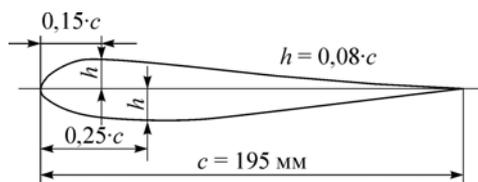


Рис. 2. Профиль Z-15-25.

Таблица

Координаты профиля крыла

Верхняя сторона	x/c	1	0,9	0,8	0,70	0,60	0,5	0,4	0,3
	y/c	0	0,00863	0,01864	0,0295	0,04068	0,05165	0,06222	0,07219
Верхняя сторона	x/c	0,25	0,2	0,15	0,1	0,05	0,03	0,01	0
	y/c	0,0764	0,08	0,081778	0,0765	0,06044	0,04928	0,0311	0
Нижняя сторона	x/c	0,01	0,03	0,05	0,1	0,2	0,25	0,3	0,4
	y/c	-0,018	-0,035	-0,0458	-0,0625	-0,0765	-0,0785	-0,0782	-0,0730
Нижняя сторона	x/c	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1		
	y/c	-0,0636	-0,0514	-0,0380	-0,0243	-0,0113	0		

### Метод визуализации

Для проведения сажемазляной визуализации использовался керосин с добавлением масла в смеси с флуоресцентным порошком. В ходе эксперимента модель устанавливалась на необходимый угол атаки, затем наносилась смесь для визуализации и запускалась труба. Модель находилась в потоке около пятнадцати минут. Время выдержки подбирается таким образом, чтобы картина визуализации не искажалась после выключения трубы. Затем модель извлекалась из рабочей части и помещалась в затемненное помещение, где включалась ультрафиолетовая лампа, флуоресцентный порошок, оставшийся на поверхности, начинал светиться. С помощью цифровой фотокамеры Canon EOS 400 проводилось фотографирование картин визуализации пристенного течения.

Сажемазляная визуализация и весовые измерения проводились при разной степени турбулентности набегающего потока. Измерение степени турбулентности проводилось с помощью одноточечного датчика термоанемометра. В случае отсутствия турбулизирующей сетки степень турбулентности  $\varepsilon = 0,04\%$  от скорости набегающего потока. Для создания потока с повышенной степенью турбулентности использовалась турбулизирующая сетка, установленная в рабочей части трубы на расстоянии 2 м вверх по потоку от модели крыла. Сетка имела размер ячейки  $20 \times 20$  мм и диаметр проволоки 1 мм. Степень турбулентности потока, измеренная на расстоянии 1,5 м за сеткой, составляла  $0,64\%$  от скорости набегающего потока.

### Аэродинамические весы

Для проведения весовых измерений использовались шестикомпонентные тензометрические весы (рис. 3).

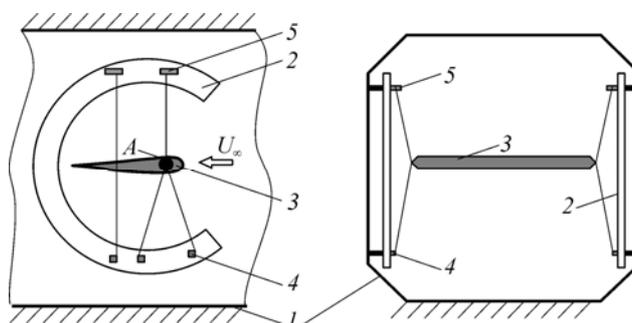


Рис. 3. Схема аэродинамических весов.

1 — стенки рабочей части аэродинамической трубы, 2 — вращающаяся рама, 3 — модель крыла, 4 — тензодатчики, 5 — загрузатели.

Весы такой схемы позволяют измерять нормальную, тангенциальную и трансверсальную компоненту полной аэродинамической силы, а также положение этой силы относительно хорды и размаха. При этом необходимо принять допущение, что точка приложения полной аэродинамической силы лежит в плоскости, образованной хордой и размахом крыла. Это допустимо для исследования таких аэродинамических тел как крыло, хорды профиля которого, по всему размаху лежат в одной плоскости. Более подробно с конструкцией весов и методикой эксперимента можно ознакомиться в публикациях [13, 14]. Путем стандартных операций, описанных например в работе [15], измеренные силы приводятся к коэффициентам подъемной силы  $C_y$ , лобового сопротивления  $C_x$  и момента тангажа относительно четверти хорды  $C_m$ . Погрешность для коэффициентов подъемной силы составляет  $D_y \leq 1,5\%$ , лобового сопротивления  $D_x \leq 2\%$ , а для коэффициента момента тангажа  $D_m \leq 5\%$ .

### РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

На первом этапе экспериментов были проведены весовые измерения без сетки и с турбулизирующей сеткой. С установленной сеткой степень турбулентности потока на 0,06 % меньше чем в естественных условиях трубы СС-19, однако и в этом случае наблюдается значительное изменение аэродинамических характеристик. На рис. 4 показана зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки.

Из графика видно, что при повышенной степени турбулентности набегающего потока критический угол атаки крыла увеличился с 7 до 11° по сравнению со случаем без сетки. Также на 23 % увеличился максимальный коэффициент подъемной силы. Наличие более раннего срыва потока с передней кромки при низкой степени турбулентности подтверждается и другими аэродинамическими характеристиками (см. рис. 5, 6). На рис. 5 можно видеть, что сопротивление крыла при низкой степени турбулентности (турбулизирующая сетка не установлена)

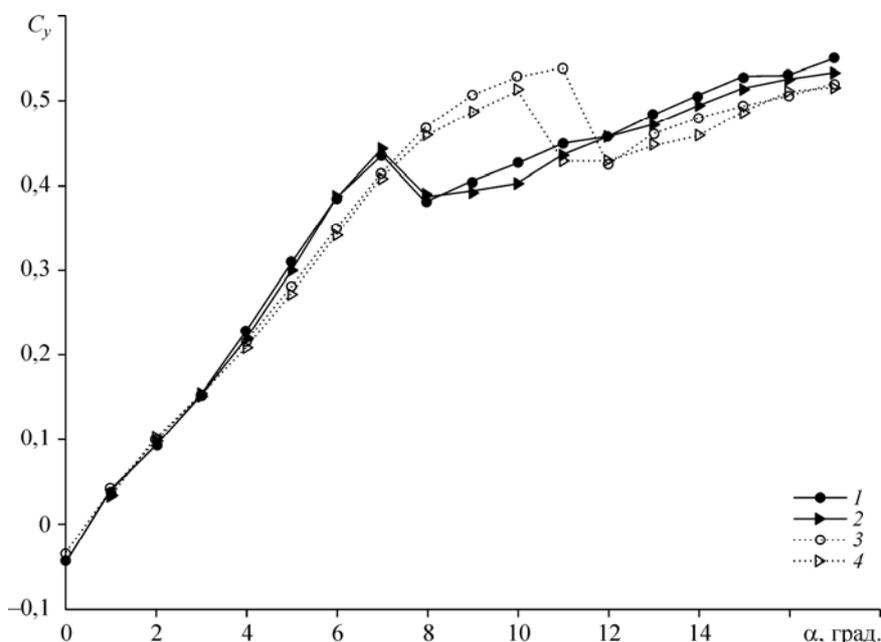


Рис. 4. Зависимость коэффициента подъемной силы  $C_y$  от угла атаки.

Увеличение  $\alpha$  (1), уменьшение  $\alpha$  (2) без сетки; увеличение  $\alpha$  (3), уменьшение  $\alpha$  (4) с сеткой.

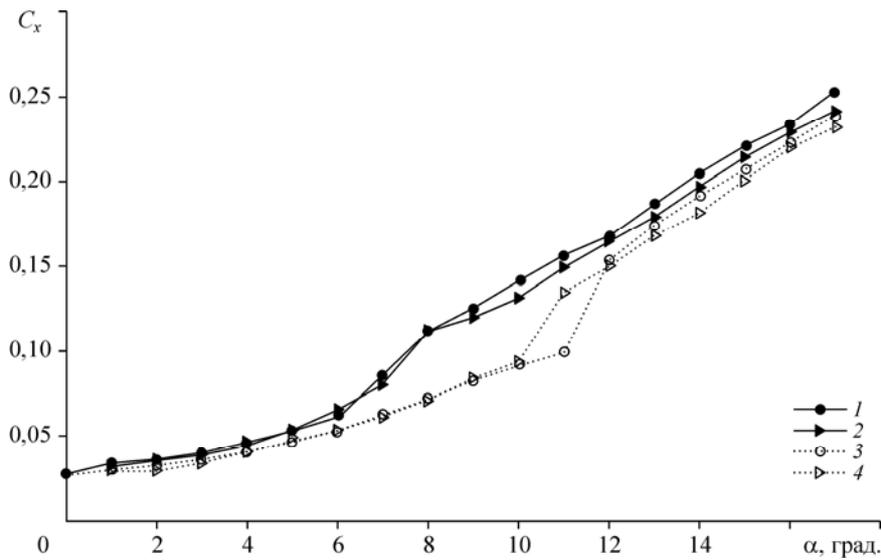


Рис. 5. Зависимость коэффициента лобового сопротивления  $C_x$  от угла атаки. Увеличение  $\alpha$  (1), уменьшение  $\alpha$  (2) без сетки; увеличение  $\alpha$  (3), уменьшение  $\alpha$  (4) с сеткой.

в диапазоне углов атаки 6–8 градусов резко повышается. При установке турбулизирующей сетки сопротивление крыла на угле атаки  $8^\circ$  на 37 % ниже, и эта разница сохраняется до угла атаки  $11^\circ$ .

Существует еще одна особенность — при установке турбулизирующей сетки в аэродинамических характеристиках крыла обнаруживается явление гистерезиса в пределах  $10$ – $12^\circ$ .

На графике коэффициента момента  $C_m$  (рис. 6) критическому углу атаки соответствует резкое изменение этой величины для случая без сетки на угле атаки  $8^\circ$ , а для случая с сеткой  $12^\circ$ . Кроме того, из графиков рис. 4, 6 можно заметить, что

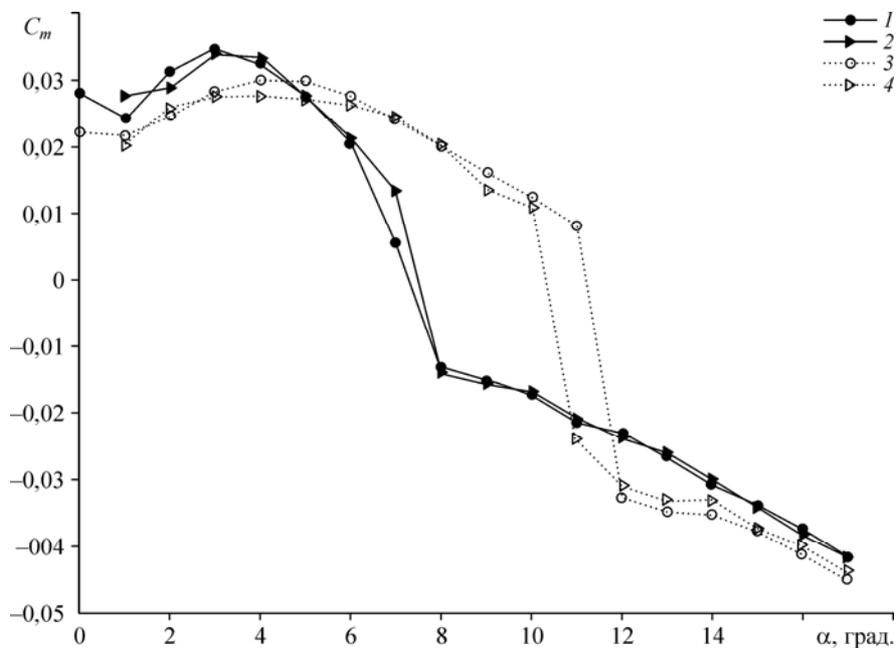


Рис. 6. Зависимость коэффициента момента  $C_m$  от угла атаки. Увеличение  $\alpha$  (1), уменьшение  $\alpha$  (2) без сетки; увеличение  $\alpha$  (3), уменьшение  $\alpha$  (4) с сеткой.

в диапазоне углов атаки  $1-7^\circ$   $C_y$  изменяется линейно с углом атаки, а  $C_m$  нелинейно. Это говорит об изменении положения фокуса крыла  $X_f$  при изменении угла атаки.

Более подробный анализ был проведен путем замены экспериментальных данных аппроксимирующими функциями. Зависимости  $C_y = f(\alpha)$  были аппроксимированы полиномами первой степени, а зависимости  $C_m = f(\alpha)$  — полиномами второй степени в диапазоне углов атаки  $1-7^\circ$ . По определению [15] фокус крыла  $X_f$  можно представить в виде:

$$X_f = 0,25 - \partial C_m / \partial C_y. \quad (1)$$

Первый член выражения равен  $1/4$  хорды и служит для того, чтобы выразить положение фокуса относительно начала хорды крыла. На рис. 7 представлена зависимость положения фокуса крыла в зависимости от угла атаки, построенная по результатам дифференцирования аппроксимирующих функций по  $\alpha$ .

Из графика видно, что при повышенной степени турбулентности положение фокуса меняется в меньших пределах по хорде крыла и смещение его назад с увеличением угла атаки происходит более плавно, чем в случае набегающего потока с низкой степенью турбулентности.

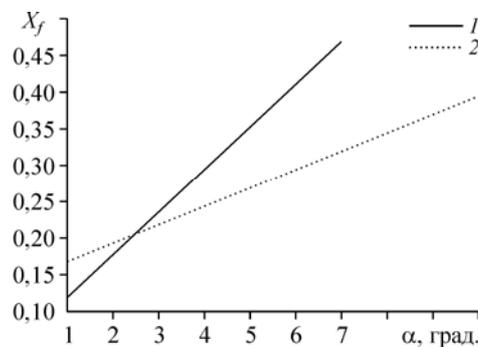
Таким образом, на первом этапе исследований было зафиксировано, что турбулизация потока меняет аэродинамические характеристики крыла. Эти изменения должны быть обусловлены изменением структуры и параметров пограничного слоя, поскольку наличием пограничного слоя обусловлено развитие отрывных течений на поверхности крыла при увеличении угла атаки. На втором этапе исследований ставилось целью проследить влияние степени турбулентности потока на структуру пограничного слоя верхней стороны крыла при угле атаки  $\alpha = 0^\circ$ . Нулевой угол атаки был выбран по той причине, что структура пограничного слоя при этом угле атаки такая же как и на предкритическом, но не подвержена дополнительному влиянию скоса потока. Сажемазная визуализация использовалась для определения геометрических параметров отрывного пузыря. Так же, как и при измерении аэродинамических характеристик, рассматривался случай низкой степени турбулентности и повышенной степени турбулентности, которая создавалась той же самой сеткой.

В нашем эксперименте легко сравнить протяженность отрывного пузыря  $s$  при низкой и повышенной степени турбулентности набегающего потока. Однако изменение  $s$  не является универсальным критерием для профиля произвольной формы. Было решено найти иной экспериментальный критерий, оценивающий влияние на отрывной пузырь повышенной степени турбулентности. Картина визуализации пристенного течения имела симметричный вид по размаху крыла, поэтому на представленных ниже рисунках с левой стороны помещена сажемазная визуализация, а справа ее трактовка.

На рис. 8 представлены результаты, полученные при низкой степени турбулентности. Структура пограничного слоя имеет классический для данного числа Рейнольдса вид.

Рис. 7. Зависимость фокуса крыла  $X_f$  от угла атаки.

1 — без сетки, 2 — с сеткой.



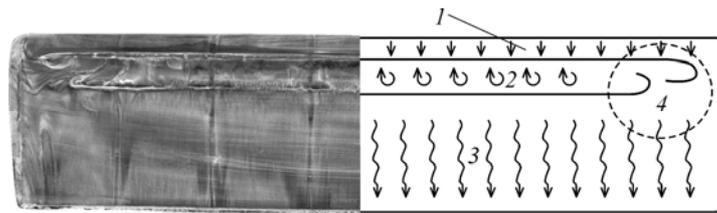


Рис. 8. Сажемасляная визуализация и ее трактовка.  $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 1,7 \cdot 10^5$ ,  $\varepsilon = 0,04\%$ .  
 1 — область ламинарного течения, 2 — область отрывного пузыря, 3 — область турбулентного течения, 4 — зоны влияния концов модели крыла.

Протяженность отрывного пузыря  $s$  порядка 20 % хорды крыла. Форма отрывного пузыря с прямой задней границей говорит о квазидвумерном среднем течении на всей поверхности крыла, кроме областей, отстоящих от концов крыла на расстояние порядка  $2s$ .

При установке турбулизирующей сетки отрывной пузырь уменьшает свою протяженность до 15 % хорды. Передняя и задняя граница отрывного пузыря так же представляют из себя прямые линии за исключением участков на концах крыла (см. рис. 9). Если установить вертикальную перегородку, которая имитирует концевую шайбу, то обнаруживается существенное изменение структуры пограничного слоя только в области перегородки (см. рис. 10).

На задней границе отрывного пузыря в области угловой конфигурации, образуемой поверхностью крыла и перегородкой, появляется обширная трехмерная структура течения 5 (см. рис. 10). Она занимает по размаху порядка  $1,5s$ . Протяженность отрывного пузыря по хорде  $s$  на остальной части крыла остается неизменной как при случае без перегородки, то есть порядка 20 % хорды.

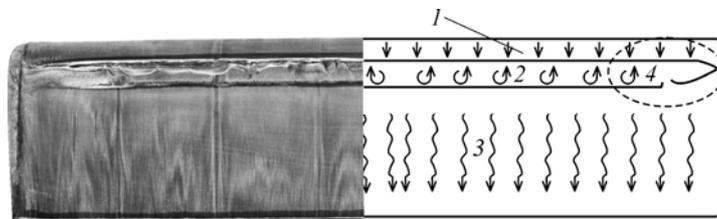


Рис. 9. Сажемасляная визуализация и ее трактовка.  $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 1,7 \cdot 10^5$ ,  $\varepsilon = 0,64\%$ .  
 1 — область ламинарного течения, 2 — область отрывного пузыря, 3 — область турбулентного течения, 4 — зоны влияния концов модели крыла.

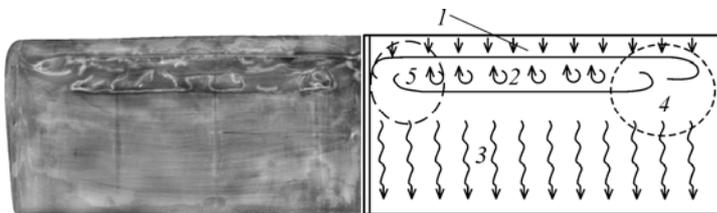


Рис. 10. Сажемасляная визуализация и ее трактовка.  $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 1,7 \cdot 10^5$ ,  $\varepsilon = 0,04\%$ . Перегородка располагается посередине крыла.  
 1 — область ламинарного течения, 2 — область отрывного пузыря, 3 — область турбулентного течения, 4 — зоны влияния концов модели крыла, 5 — зона влияния перегородки.

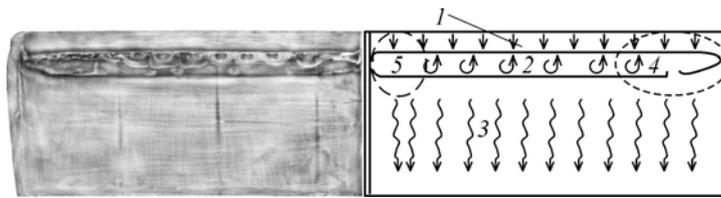


Рис. 11. Сажемастная визуализация и ее трактовка.  $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 1,7 \cdot 10^5$ ,  $\varepsilon = 0,64\%$ . Перегородка располагается посередине крыла.

1 — область ламинарного течения, 2 — область отрывного пузыря, 3 — область турбулентного течения, 4 — зоны влияния концов модели крыла, 5 — зона влияния перегородки.

При установке турбулизирующей сетки отрывной пузырь уменьшается по направлению потока до 15 % по хорде (см. рис. 11). Однако в этом случае можно заметить, что область влияния угловой конфигурации на заднюю границу отрывного пузыря уменьшилась и составляет менее половины длины отрывного пузыря по хорде.

Для имитации крыла малого удлинения с концевыми шайбами на модель крыла были установлены две вертикальные перегородки (см. рис. 12, 13). Перегородки располагались симметрично относительно середины размаха крыла на расстоянии 54 % хорды крыла. Как и в случае с одной перегородкой, области ее влияния на заднюю границу отрывного пузыря в условиях низкой степени турбулентности (см. рис. 12) распространяются по размаху на расстояние порядка 1,5  $s$ . Поэтому половина размаха крыла малого удлинения занимает пограничный слой с трехмерной структурой. При снижении числа Рейнольдса или изменении формы профиля длина пузыря может достигать 50 % по хорде, поэтому при удлинении порядка  $\lambda \sim 1$  вся область течения в пограничном слое в районе задней границы отрывного пузыря может иметь трехмерную структуру.

При высокой степени турбулентности (см. рис. 13) область влияния угловой конфигурации сокращается до 10–15 % от размаха крыла малого удлинения, поэтому задняя граница отрывного пузыря выглядит как при квазидвумерном среднем течении.

Таким образом, можно предложить еще один способ определения качества потока по размерам областей влияния перегородки на заднюю границу отрывного пузыря (рис. 14). В случае если набегающий поток имеет низкую степень турбулентности (см. рис. 14, а) наблюдается сильное влияние перегородки на форму отрывного пузыря. Выражается это в том, что расстояние между перегородкой и ядром трехмерной структуры на задней границе отрывного пузыря  $d$  больше длины

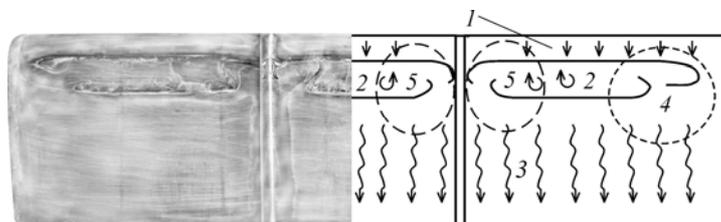


Рис. 12. Сажемастная визуализация и ее трактовка.  $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 1,7 \cdot 10^5$ ,  $\varepsilon = 0,04\%$ . Перегородки располагаются симметрично относительно середины размаха на расстоянии 54 % хорды крыла.

1 — область ламинарного течения, 2 — область отрывного пузыря, 3 — область турбулентного течения, 4 — зоны влияния концов модели крыла, 5 — зона влияния перегородки.

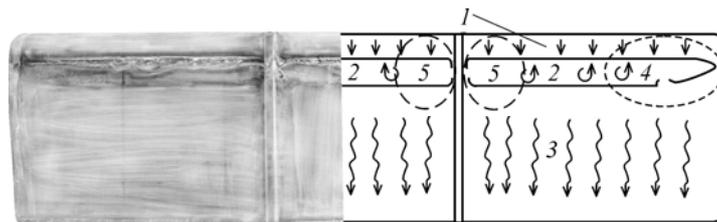


Рис. 13. Сажемастная визуализация и ее трактовка.  $\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 1,7 \cdot 10^5$ ,  $\varepsilon = 0,64\%$ . Перегородки располагаются симметрично относительно середины размаха на расстоянии 54 % хорды крыла.

1 — область ламинарного течения, 2 — область отрывного пузыря, 3 — область турбулентного течения, 4 — зоны влияния концов модели крыла, 5 — зона влияния перегородки.

отрывного пузыря по хорде  $s$ , то есть  $d > s$ . В случае повышенной степени турбулентности (см. рис. 14, *b*) расстояние между перегородкой и ядром трехмерной структуры на задней границе отрывного пузыря намного меньше и может быть оценено как  $d < s/2$ .

В следующем исследованном режиме течения на линии отрыва устанавливался конусообразный выступ высотой порядка пяти толщин пограничного слоя и отношением высоты к основанию как 2:1. Этот случай интересен тем, что его проще воплотить в будущем при проведении летного эксперимента. В результате у поверхности крыла образовался подковообразный вихрь (см. рис. 15). Взаимодействие задней границы отрывного пузыря с “ногами” такого вихря похоже на взаимодействие с вертикальной перегородкой. В этом случае расстояние  $d$  берется от линии растекания, образованной подковообразным вихрем, до ядра трехмерной структуры на задней границе отрывного пузыря.

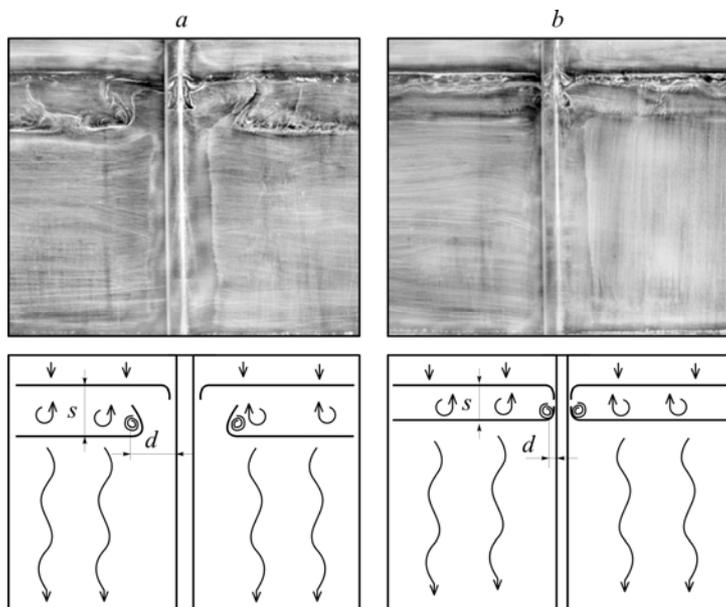


Рис. 14. Сажемастная визуализация и ее трактовка в области угловой конфигурации.  $\varepsilon = 0,04\%$  (a),  $0,64\%$  (b),  $s$  — протяженность отрывного пузыря по хорде,  $d$  — расстояние от перегородки до ядра трехмерной структуры на задней границе отрывного пузыря.

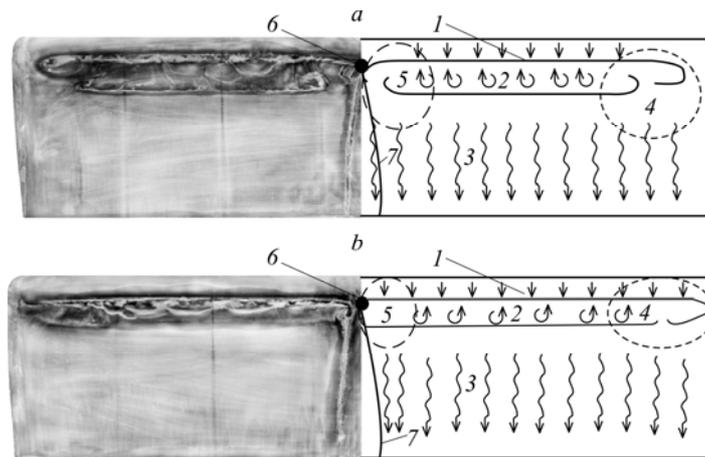


Рис. 15. Сажемастная визуализация и ее трактовка при установке на переднюю границу отрывного пузыря выступа.

$\alpha = 0^\circ$ ,  $Re = 1,7 \cdot 10^5$ ,  $\varepsilon = 0,04\%$  (a),  $0,64\%$  (b). 1 — область ламинарного течения, 2 — область отрывного пузыря, 3 — область турбулентного течения, 4 — зоны влияния концов модели крыла, 5 — зона влияния подковообразного вихря, 6 — выступ, 7 — линия растекания, образованная подковообразным вихрем.

### ВЫВОДЫ

Проведены комплексные исследования модели крыла малоразмерного летательного аппарата при числе Рейнольдса по хорде крыла равного  $1,7 \cdot 10^5$ . Сравнивались результаты, полученные в условиях низкой степени турбулентности, которая естественна для трубы Т-324, с результатами, полученными при повышенной степени турбулентности. Повышенная степень турбулентности создавалась с помощью турбулизирующей сетки, и ее уровень выбирался близким к естественной степени турбулентности трубы СС-19.

Результаты эксперимента показали, что повышение степени турбулентности набегающего потока в аэродинамической трубе даже на величину менее 1 % значительно влияет на аэродинамические характеристики крыла при малых числах Рейнольдса. Этим может быть объяснен факт получения разных значений критического угла атаки для гладкого крыла, в разных аэродинамических трубах (см. работу [12]).

В силу раннего срыва потока с передней кромки в условиях низкой степени турбулентности профиль Z-15-25 имеет узкий диапазон эксплуатационных углов атаки. Однако в докритической области углов атаки наблюдается значительное смещение назад фокуса крыла при увеличении угла атаки. Это свойство полезно для летательных аппаратов типа “летающее крыло”, поскольку при размещении центра тяжести МЛА в диапазоне  $0,1-0,25$  по хорде позволяет обеспечить продольную балансировку МЛА.

Было показано, что изменение аэродинамических характеристик зависит от структуры пограничного слоя. При повышенной степени турбулентности происходит уменьшение протяженности отрывного пузыря по хорде, а также размеров трехмерной структуры течения в области вертикальной перегородки. Чем выше степень турбулентности, тем ближе ядро трехмерной структуры приближено к перегородке.

Для упрощения летного эксперимента перегородку можно заменить конусным выступом с высотой порядка 5 толщин пограничного слоя. В этом случае следует оценивать расстояние между ядром трехмерной структуры на задней границе

отрывного пузыря и линией растекания, образованной “ногой” подковообразного вихря, который генерируется выступом.

При изучении отрывного пузыря на крыле при малых числах Рейнольдса следует уделять внимание удлинению модели. В условиях низкой степени турбулентности, чтобы получить участок крыла между концевыми шайбами с квазидвумерным потоком, следует делать размах модели более  $6s$  (где  $s$  — ожидаемая протяженность отрывного пузыря по хорде), иначе все течение в задней области отрывного пузыря будет иметь трехмерный характер. В условиях высокой степени турбулентности размах можно уменьшить до  $4s$ .

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Pelletier A., Mueller T.J. Aerodynamic force/moment measurement at very low Reynolds // Proc. of the 46th annual conf. of the Canadian Aeronautics and Space Ins. Montreal, 3-5 May 1999. P. 59–68.
2. Бойко А.В., Грек Г.Р., Довгаль А.В., Козлов В.В. Возникновение турбулентности в пристенных течениях. Новосибирск: Наука. Сиб. предприятие РАН, 1999. 328с.
3. Gaster M. The structure and behavior of separation bubbles // ARC R and M. 1969. No. 3595. 33 p.
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. 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: ИТПМ СО АН СССР, 1982. С. 77–100.
6. Wissink J., Wolfgang R. Boundary layer separation influenced by free-stream disturbance //Pros. Conf. High perf. computing in sci. and engng, Part II. Munich, 2004–2005. P. 156–167.
7. Довгаль А.В. Козлов В.В. Влияние акустических возмущений на структуру течения в пограничном слое с неблагоприятным градиентом давления // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1983. № 2. С. 48–52.
8. Hsiao F.-B., Liu C.-F. and Shyu J.-Y. Control of wall-separated flow by internal acoustic excitation // AIAA J. 1990. Vol. 28, No. 8. P. 1440–1446.
9. Drela M., Giles M.B. Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils // AIAA J. 1987. Vol. 25, No. 10. P. 1347–1355.
10. Занин Б.Ю., Козлов В. В., Проскриянов В. Г. Структура турбулентного отрыва на прямом крыле при различных условиях обтекания // Уч. зап. ЦАГИ. 1999. Т. 30, № 1-2. С. 77–83.
11. Grundy T. M., Keefe G.P., Lawson M.V. Effects of disturbances on low Re aerofoil flows // Fixed and flapping Wing Aerodynamics for micro air vehicle applications (edited by Thomas J. Mueller) Progress in Astronautics and Aeronautics. AIAA, Reston, VA, 2001. Vol. 195. С. 91–113.
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. Крюков А.В., Зверков И.Д. Метод уменьшения аэродинамических характеристик крыла при малых числах Рейнольдса // Тр. Межд. конф. ISMAR 2010. Новосибирск, 2010. 9 с. CD-диск.
14. Саленко С.Д. Весовые испытания модели в аэродинамической трубе. Новосибирск: НЭТИ, 1988. 21 с.
15. Мхитарян А.М. Аэрогидромеханика. М.: Машиностроение, 1984. 427с.

*Статья поступила в редакцию 27 сентября 2010 г.*