

УДК 533.69; 533.6.001.32

И. Д. Зверков¹, А. В. Крюков¹, Г. Р. Грек¹, И. С. Коновалов², Г. Ю. Евтушок²

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

² *Новосибирский государственный технический университет
пр. Карла Маркса, 20, Новосибирск 630073, Россия*

zverkov@itam.nsc.ru

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ВОЛНИСТОСТИ ПОВЕРХНОСТИ ДЛЯ КРЫЛА МАЛОРАЗМЕРНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА *

Исследовано обтекание классического и волнистого крыла с профилем Z-15-25 в диапазоне чисел Рейнольдса от $0,35-2 \times 10^5$ при угле атаки $\alpha = 0^\circ$. С помощью сажемасляной визуализации показана трансформация отрывной области на моделях крыла с понижением числа Рейнольдса. Показано влияние распределения градиента давления по профилю на размеры отрывной области и определены границы применимости волнистой поверхности крыла. С помощью термоанемометрических измерений определены характерные величины пограничного слоя и частотные характеристики пульсаций. Показано, что в диапазоне чисел Рейнольдса $0,6-2 \times 10^5$ механизм развития неустойчивости течения и ламинарно-турбулентный переход остаются неизменными и зависят от локальных параметров пограничного слоя на предотрывном участке течения. Как и для классического крыла, в области впадины волнистого крыла центральная частота пакета волн неустойчивости сдвигового слоя может быть удовлетворительно предсказана как с помощью линейной теории устойчивости, так и с помощью гипотезы о том, что длина волны бегущих возмущений пропорциональна удвоенной толщине пограничного слоя. Предложена методика выбора параметров волнистости крыла для произвольного профиля в диапазоне чисел Рейнольдса от 10^4 до 10^5 .

Ключевые слова: малые числа Рейнольдса, обтекание крыла с волнистой поверхностью, пограничный слой, отрывной пузырь, ламинарно-турбулентный переход, сажемасляная визуализация, критерий волнистости.

Введение

Проблема обтекания крыльев малоразмерных летательных аппаратов вновь привлекла внимание исследователей в связи появлением новых областей авиационной техники, где обтекание происходит с числом Рейнольдса по хорде крыла порядка 10^5 . Детально это представлено в обзоре [1], но можно выделить основные классы летательных аппаратов нуждающихся в исследованиях подобного рода: высотные самолеты с

взлетной массой менее 1000 кг; невысокие беспилотные самолеты с взлетной массой до 10 кг; винтокрылые летательные аппараты (ЛА) с взлетной массой до 500 кг. На крыльях и несущих лопастях ЛА указанных классов реализуется обтекание крыла с числом Рейнольдса по хорде от 10^3 до 10^5 . При таких условиях в пограничном слое либо возникает отрыв ламинарного пограничного слоя, который сохраняется до задней кромки, либо происходит ламинарно-турбулентный переход и турбулентный пограничный

* Работа поддержана грантами РФФИ № 14-08-00369А; 13-07-00616А; 13-08-00395А.

Зверков И. Д., Крюков А. В., Грек Г. Р., Коновалов И. С., Евтушок Г. Ю. Определение параметров волнистости поверхности для крыла малоразмерного летательного аппарата // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2015. Т. 10, вып. 3. С. 5–18.

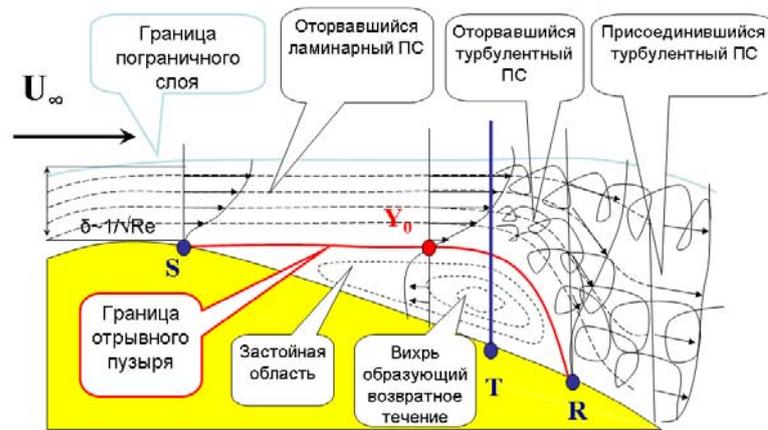


Рис. 1. Схема течения в пограничном слое волнистого крыла в диапазоне чисел Рейнольдса $Re = 10^4 - 10^5$

слой вновь присоединяется к поверхности крыла. Образуются локальные отрывные зоны – так называемые отрывные пузыри (рис. 1).

Отрывные пузыри увеличивают лобовое сопротивление крыла и провоцируют ранний срыв с передней кромки при увеличении угла атаки крыла, что ухудшает аэродинамические характеристики ЛА. Одним из популярных методов по уменьшению негативного эффекта от отрывных пузырей является придание поверхности крыла волнистости таким образом, чтобы горбы и впадины были ориентированы вдоль хорды крыла. Волнистость крыла применяется как по всей поверхности [2; 3], так и только по передней части крыла [4–6]. В работах [2; 7] было отмечено, что это позволяет увеличить критические углы атаки крыла. С помощью экспериментальных исследований был показан механизм улучшения аэродинамических характеристик. Он заключается в том, что волнистость определенной формы разбивает отрывной пузырь на отдельные отрывные области и даже затягивает наступление ламинарно-турбулентного перехода вдоль линии горба [3; 8]. Однако не всякая волнистость дает ярко выраженный положительный эффект. Исследования показали [5], что наилучший эффект дает волнистость с параметрами: высота горба $f = 2,5\%$ хорды; шаг волнистости $G = 25\%$ хорды при числе Рейнольдса $1,83 \times 10^5$. Оригинальные работы авторов показали, что эффект увеличения критического угла атаки крыла и прост максимальной подъемной силы

крыла дает волнистость с параметрами: высота горба $f = 1,5\%$ хорды; шаг волнистости $G = 12\%$ хорды при числе Рейнольдса $1,4 \times 10^5$. Однако было обнаружено, что даже при одном и том же числе Рейнольдса, но на разных профилях крыльев эффект от одной и той же волнистости различен. Для профиля с максимальной толщиной на 15% хорды наблюдается рост критических углов атаки и рост максимальной подъемной силы, для профиля с максимальной толщиной на 25% по хорде наблюдается незначительное увеличение критического угла атаки, но зато исчезает гистерезис аэродинамических характеристик.

Необходимо искать более общие подходы к подбору параметров волнистости поверхности, с одной стороны, и, с другой стороны, определить в целом границы применимости метода улучшения аэродинамических характеристик крыла с помощью волнистой поверхности. Для этого на первом этапе необходимо убедиться, что в исследуемом диапазоне чисел Рейнольдса структура пограничного слоя и механизм ламинарно-турбулентного перехода остаются одни и те же, а на втором этапе подобрать критерий, который учитывал бы наибольшее количество факторов, влияющих на процесс формирования отрывного пузыря.

Методика проведения эксперимента

Аэродинамическая труба. Малотурбулентная аэродинамическая труба Т-324 (рис. 2.) находится в Институте теоретической и

прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН. Установка имеет закрытую рабочую часть сечением $1\,000 \times 1\,000$ мм, скорость потока в проводимых экспериментах $U_\infty = 3,5\text{--}24$ м/с, степень турбулентности $\varepsilon = 0,04\%$, $Re = 0,35\text{--}2 \times 10^5$. Более подробное описание трубы можно найти в работе [9].

Метод сажемасляной визуализации давно известен как метод диагностики осредненных по времени линий тока у поверхности модели. На классическом крыле хорошо зарекомендовала себя смесь диоксида титана и керосина. Однако на волнистом крыле из-за наличия склонов чистый керосин не давал четких картин тока, в силу того что стекал раньше, чем поток выходил на заданный режим. По этой причине в керосин добавлялось 10 % моторного масла (10W40). Но при применении масла терялась контрастность порошка. Выход был найден с помощью люминесцентного порошка. После высыхания керосина модель помещалась в темную комнату и освещалась ультрафиолетовой лампой. В результате приповерхностные линии тока стали отчетливо различимы [10].

Метод термоанемометрических измерений

Средняя и пульсационная продольная составляющая скорости потока измерялись с помощью термоанемометра постоянной температуры AN-1003 фирмы A.A. Labs (Израиль). Датчик (рис. 3) имеет стальной не-

ржавеющий корпус с выведенными сквозь него коническими державками, которые имеют диаметр на конце порядка 0,1 мм. Чувствительный элемент датчика – это вольфрамовая проволока диаметром 5 мк, покрытая золотом, которая приваривается точечной сваркой к заостренным концам датчика. Длина чувствительного участка 1,2 мм. Такой датчик специально разработан для высокотурбулентных потоков.

Метод сажемасляной визуализации

Нить термоанемометра, установленная рядом с трубкой Пито – Прандтля, тарируется в потоке. Трубка соединяется с датчиком очень низкого перепада давления Omega PX2650-10D5V. Датчик имеет встроенное устройство смещения напряжения, которое исключает электрический шум, значительно влияющий на точность измерения скорости потока. Рабочий диапазон устройства составляет от 0,2 до 5,2 В, точность $\pm 1\%$ измеряемой величины скорости. Выходной сигнал снимается одновременно с данными с нити термоанемометра с помощью платы АЦП.

При тарировании термоанемометра обычно применяется закон Кинга:

$$U = (A + BE^2)^{1/n},$$

где E – напряжение с анемометра; U – соответствующая скорость набегающего потока; A , B , и n – константы, которые выбираются из расчета наилучшего приближения к тарировочным данным.

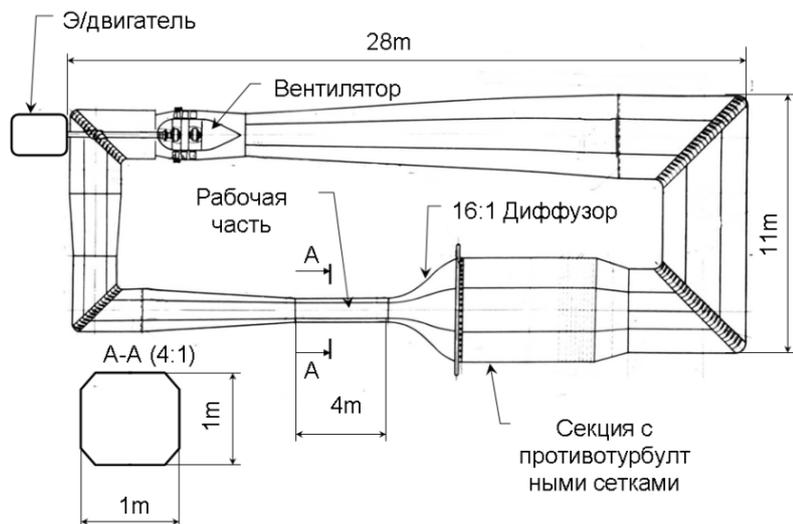


Рис. 2. Схема трубы Т-324

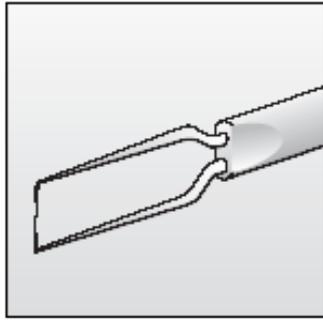


Рис. 3. Датчик термоанемометра

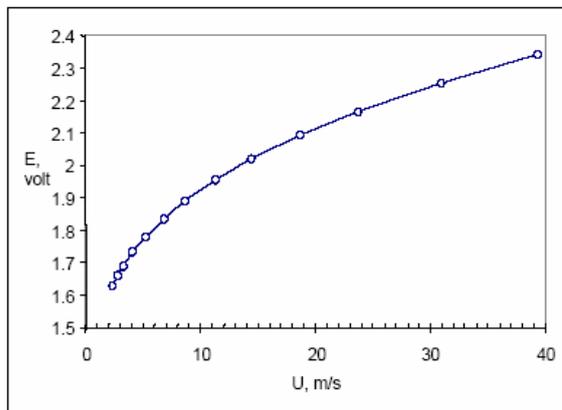


Рис. 4. Типичная тарировочная кривая

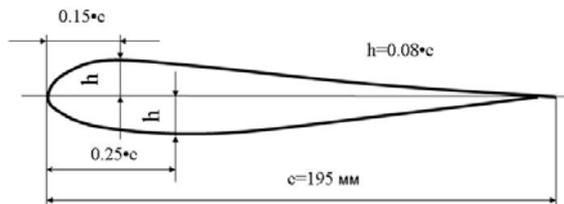


Рис. 5. Профиль Z-15-25

В данной программе тарировки используется модифицированная функция

$$U = k_1(E_2 - E_0^2)^{1/n} + k_2(E - E_0)^{1/2},$$

где E_0 – напряжение с анемометра при нулевой скорости; k_1, k_2 – подбираемые константы. Величина $1/n$ обычно близка к 2. Второй полуэмпирический член учитывает вклад от свободной конвекции при малых скоростях и делает возможным корректные измерения нитью термоанемометра близко к стенке (рис. 4). Точность определения средней скорости потока лежит в пределах 2 % от скорости в набегающем потоке.

Модели, используемые в эксперименте

Для следующих этапов экспериментов был разработан специальный профиль. Разработка его велась с помощью программы XFOIL. Программа XFOIL разработана Марком Дрела (Mark Drela) [11] в 80-х гг. прошлого века. Она позволяет конструировать профили и получать аэродинамические характеристики вязкого обтекания профиля крыла бесконечного размаха. Для определения ламинарно-турбулентного перехода используется метод e^n , для моделирования турбулентного пограничного слоя – k - ϵ -модель турбулентности. Программа полуэмпирическая, и e^n задается вручную. Критерий отрыва турбулентного пограничного слоя также задается из экспериментальных данных. Имея подробные данные по профилю R-III-12, был подобран критерий e^n ($n = 10$) для числа Рейнольдса $1,4 \times 10^5$. Далее с этими настройками проводилось конструирование нового профиля.

Идея нового профиля для данной работы состояла в следующем. Профили одинаковой относительной толщины, равной 16 % по хорде, но с различным положением максимальной толщины имеют разный характер протекания процессов срыва потока. Обусловлено это различным распределением давления по хорде крыла. Изначально были спроектированы два симметричных профиля Z-15 и Z-25. Они имели одинаковую максимальную толщину $h = 16\%$ и одинаковый радиус передней кромки $r_1 = 3\%$ от c . Положение же максимальной толщины различалось: у профиля Z-15 оно находилось на 15 %, а у профиля Z-25 – на 25 % по хорде. Сделана попытка совместить в одной модели два профиля, чтобы не изготавливать большое количество моделей. Верхний обвод брался от профиля Z-15, а нижний от Z-25 (рис. 5). В табл. 1 представлены узловые точки профиля Z-15-25. Сравнение профиля Z-15-25 с исходными профилями в программе XFOIL показало, что на угле атаки $\alpha = 0^\circ$ распределение давления остается таким же, как и на исходных профилях [12].

Далее изготавливались две модели крыла: гладкая и волнистая с профилем Z-15-25, размахом 730 мм и удлинением $\lambda = 3,7$ (рис. 6). Высота горба на волнистом крыле 1,5 % хорды, а шаг горбов 13 % хорды.

Таблица 1

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
	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
	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		

Профиль по линии впадины совпадал с профилем гладкого крыла. Профиль по линии горба получался методом построения эквидистанты от исходного профиля на величину 1,5 % хорды.

Модели выполнялись из пенопласта и стеклопластика, покрывались грунтовкой и черной краской. Поверхность моделей полировалась до шероховатости не хуже $Ra = 0,1$ мкм. Скругление концов размаха модели было выполнено радиусом, равным половине локальной толщины профиля.

Определение структуры пограничного слоя

Структура пограничного слоя определялась по данным сажемасляной визуализации. За длину отрывного пузыря на гладком крыле принималось расстояние от передней до задней границы по оси симметрии крыла (рис. 7, а). В силу симметричности картин течения по размаху крыла на рисунках будет представлено совмещенные позиции сажемасляной визуализации на крыле и ее трактовка. Для волнистого крыла за длину отрывного пузыря h принималась максимальная протяженность локальной отрывной зоны вдоль линии горба (рис. 7, б).

На рис. 8 представлен обобщенный график изменения передней и задней границ отрывного пузыря для классического крыла при $\alpha = 0^\circ$. Представлены как экспериментальные данные, так и данные, полученные для этих же режимов течения с помощью программы XFOIL. Из графика видно, что отрывной пузырь присутствует во всем исследуемом диапазоне чисел Рейнольдса. Это говорит о том, что исследуемая структура пограничного слоя в данном диапазоне чисел Рейнольдса остается неизменной.

Механизм перехода как на классическом, так и на волнистом крыле в работах [13] при числе Рейнольдса $1,4 \times 10^5$ был определен как конвективная неустойчивость оторвавшегося пограничного слоя в передней области отрывного пузыря. При этом как для классического, так и для волнистого крыла



Рис. 6. Модели гладкого и волнистого крыльев (профиль Z-15-25, $\lambda = 3,7$)

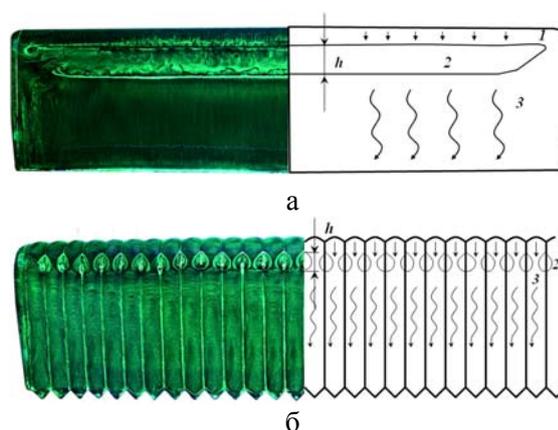


Рис. 7. Сажмасляная визуализация и ее трактовка ($\alpha = 0^\circ$, $Re = 1,4 \times 10^5$): а – на классическом крыле (1 – ламинарный пограничный слой; 2 – общая отрывная зона; 3 – турбулентный пограничный слой); б – на волнистом крыле (1 – ламинарный пограничный слой; 2 – локальные отрывные зоны; 3 – турбулентный пограничный слой)

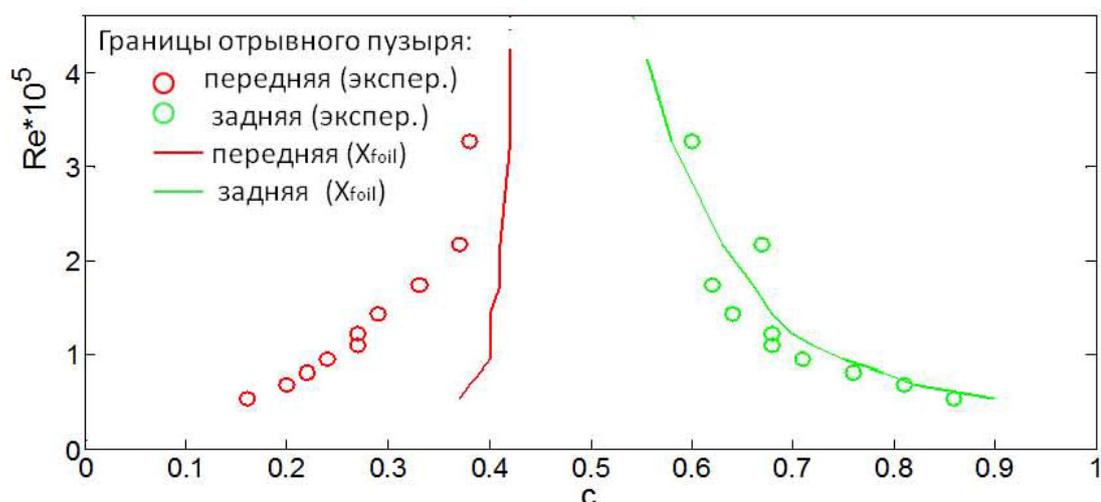


Рис. 8. Положение передней и задней границы отрывного пузыря на классическом крыле. Данные эксперимента и расчета в программе XFOIL

диапазон максимально неустойчивых частот хорошо описывался в рамках линейной теории устойчивости в локально параллельном приближении. Однако проводить расчет по линейной теории достаточно трудоемко и требует высокой научной квалификации. Для быстрого предварительного анализа был предложен и апробирован другой подход.

Исследование процесса возникновения турбулентности на крыле в летных и модельных условиях [14–16] показали, что переход от ламинарного течения к турбулентному в пограничном слое происходит в результате возникновения, развития и разрушения дискретного пакета волн неустойчивости в области неблагоприятного градиента давления. Профили средней скорости в этой области пограничного слоя приобретают форму с точкой перегиба, а ниже по потоку происходит отрыв ламинарного пограничного слоя с последующим турбулентным присоединением. В работе Б. Ю. Занина [16] было предложено оценивать длину волны наиболее нарастающих возмущений по формуле

$$\lambda = 2\pi\delta,$$

где δ – толщина пограничного слоя в предотрывном участке пограничного слоя; λ – длина волны вихревого возмущения.

В этой же работе были приведены результаты экспериментальных измерений, которые показали достаточно хорошее сов-

падение экспериментально полученных длин волн с предложенной зависимостью.

Экспериментально длины волн получались из следующих соображений: экспериментально находилась фазовая скорость возмущений, определялась центральная частота пакета волн неустойчивости, далее использовалась формула

$$\lambda = U_f / F_c = U_e \times C_f / F_c = 2\pi\delta,$$

где F_c – центральная частота пакета волн неустойчивости; U_f – фазовая скорость; U_e – скорость на границе пограничного слоя; C_f – коэффициент фазовой скорости.

В работах [17; 18] были проведены сопоставления экспериментально полученных результатов на крыле с расчетами по теории линейной устойчивости, где также обнаружилась неплохая корреляция между длинами волн, полученными с помощью теории линейной устойчивости, экспериментально и гипотетически $\lambda = 2\pi\delta$. Также в этих работах было предложено оценивать число Струхала для центральной частоты пакета по формуле

$$C_f / 2\pi = F_c \times \delta / U_e = Sr. \quad (1)$$

Коэффициент фазовой скорости, согласно экспериментам для классического крыла, можно принять 0,35 [18]. Тогда, если длина волны центральной частоты пакета волн неустойчивости соответствует гипотезе $\lambda = 2\pi\delta$, то число Струхала всегда должно быть постоянным, несмотря на изменение

числа Рейнольдса, вычисленного по скорости набегающего потока и хорде крыла:

$$Sr = 0,056 = \text{const.}$$

На профиле Z-15-25 были выбраны точки измерения профилей скорости и спектра мощности пульсаций. Для измерения спектра датчик термоанемометра устанавливался на фиксированную координату по X , на расстоянии от поверхности, соответствующем максимуму профиля пульсаций. Для профиля Z-15 $X_{z15cl} = 31\%$ по хорде; $X_{z15w} = 18\%$; $X_{z25cl} = 62\%$; $X_{z25w} = 36\%$ (рис. 9). В этих положениях пакет волн неустойчивости наблюдался во всем диапазоне исследованных чисел Рейнольдса – от 0,6 до 2×10^5 , но в разной стадии развития.

Профиль скорости измерялся сразу за линией отрыва, так как в этой области толщина потери импульса остается практически такой же, как на предотрывном участке, и может быть с точностью до 5% определена из экспериментальных данных.

Воспользуемся тремя особенностями течения над отрывным пузырем, чтобы определить параметры предотрывного пограничного слоя.

1. В передней части отрывного пузыря до ламинарно-турбулентного перехода скорость на границе отрывного пузыря не изменяется.

2. Толщина потери импульса в передней части отрывного пузыря до ламинарно-турбулентного перехода меняется слабо (менее 5%).

3. Градиент давления в области отрывного пузыря равен нулю, в связи с этим толщину пограничного слоя в предотрывном течении определим из соотношений толщин для профиля Блазиуса [19]

$$\delta = 315/37 \times \delta_2,$$

где δ – толщина пограничного слоя в предотрывном участке пограничного слоя; δ_2 – толщина потери импульса.

Скорость на границе пограничного слоя мы можем измерить с точностью $\pm 3\%$ от измеряемой величины. Погрешность в определении толщины пограничного слоя может достигнуть 5%, таким образом, доверительная погрешность измерений будет не более 15%. Результаты обработки экспериментальных данных представлены на рис. 10.

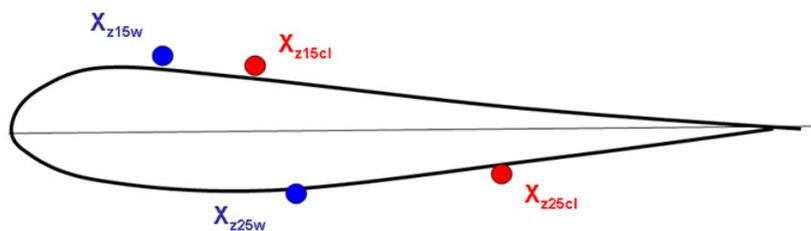


Рис. 9. Места измерения профилей скорости и профилей пульсаций

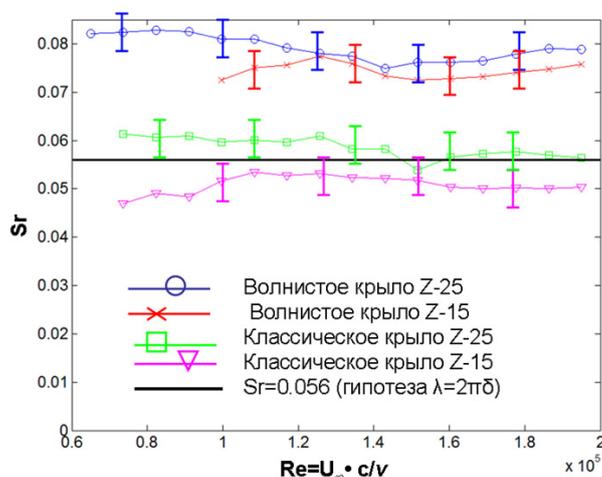


Рис. 10. Сравнение числа Струхала, полученного на классическом и волнистом крыле в результате эксперимента, со значением, полученным исходя из гипотезы $\lambda = 2\pi\delta$

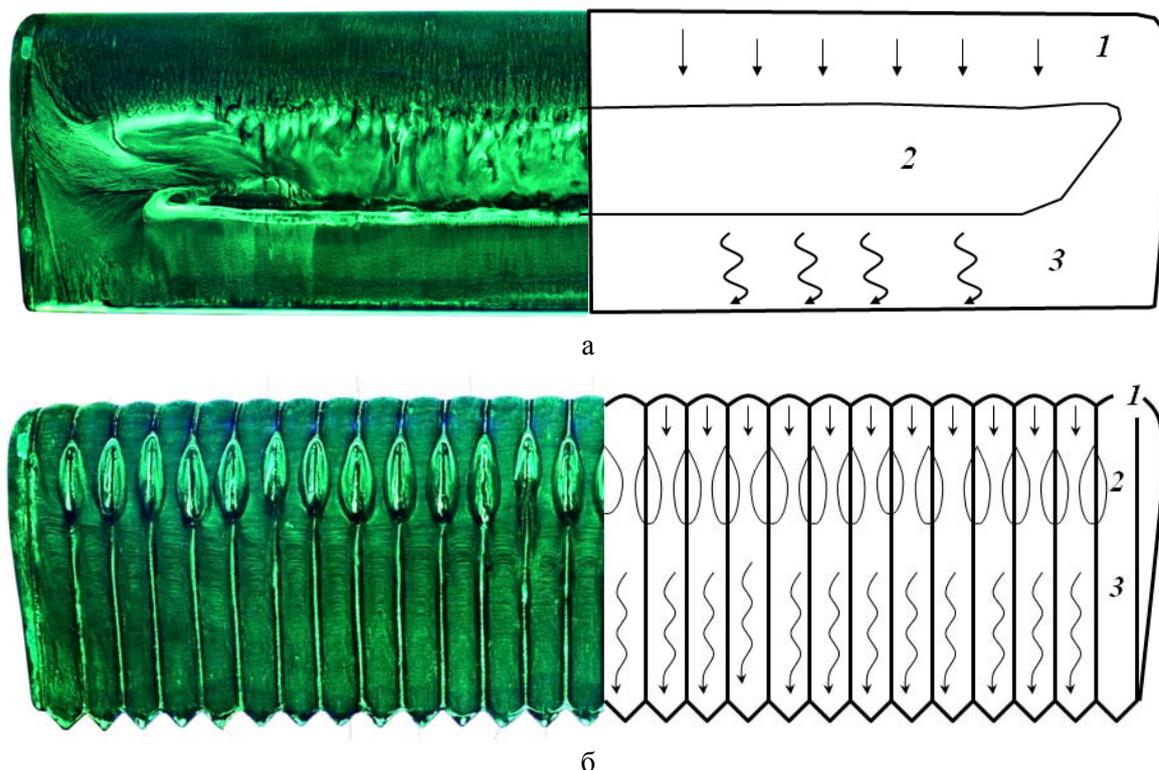


Рис. 11. Сажемастная визуализация и ее трактовка: *а* – на классическом крыле; *б* – на волнистом крыле (профиль Z-25; $\alpha = 0^\circ$, $Re = 1,4 \times 10^5$; 1 – ламинарный пограничный слой; 2 – зона отрывного пузыря; 3 – турбулентный пограничный слой)

Таблица 2

Профиль	Re	Режим течения	$X_{Cp \min}$, % от c	f , % от c	G , % от c	σ_1 , % от c	K_w		
Z-15	$1,4 \cdot 10^5$	ЛОЗ *	10	1,5	13	0,106	3,26		
Z-25			13,7			0,135	2,56		
Z-15	$0,7 \cdot 10^5$	ЛОЗ	10			0,152	2,28		
Z-25		ООЗ **	13,7					0,192	1,80
Z-15	$0,35 \cdot 10^5$	ООЗ	10						

* ЛОЗ – локальные отрывные зоны.

** ООЗ – общая отрывная зона

Не сложно заметить, что для классического крыла экспериментальные результаты хорошо согласуются с гипотезой $\lambda = 2\pi\delta$. Для течения вдоль впадины волнистого крыла согласование тоже будет неплохим, если изменить величину константы Sr . Число Струхала, как видно из формулы (1), зависит от коэффициента фазовой скорости C_f , что означает его зависимость от фазовой скорости. Если для классического крыла значение фазовой скорости было взято из

предыдущих исследований [18], то для течения вдоль впадины волнистого крыла значение фазовой скорости возмущений неизвестно и может отличаться от случая для классического крыла. Исходя из полученных данных, можно предположить, что для удовлетворительного соответствия гипотезе $\lambda = 2\pi\delta$ число Струхала для течения вдоль впадины волнистого крыла данной конфигурации должно быть $Sr = 0,077$. Постоянство числа Струхала в данном случае пока-

зывает, что и механизм перехода при понижении числа Рейнольдса остается постоянным.

Таким образом, показано, что структура пограничного слоя и механизм ламинарно-турбулентного перехода для волнистого и классического крыла в диапазоне чисел Рейнольдса $0,6-2 \times 10^5$ остается постоянным. Следовательно, можно постараться найти критерий, который описывал бы геометрию волнистости, необходимую для применения на том или ином профиле.

Определение параметра волнистости поверхности крыла

Улучшение свойств крыла происходит при образовании локальных отрывных зон по линии впадин и продолжающемся ламинарном течении по линии горба. Из уже имеющихся результатов экспериментов можно предположить, что за их формирование отвечает часть волнистости поверхности крыла, расположенная на ламинарном участке пограничного слоя в области благоприятного градиента давления. Можно выделить два фактора, влияющих на образование локальных отрывных зон:

- 1) поперечный градиент давления, который образуется склоном горба;
- 2) горб как возмущающий фактор для пограничного слоя.

Первый фактор можно выразить через отношение высоты и ширины горба как $2 \times f / G$. Второй фактор можно выразить, как отношение толщины вытеснения σ_1 на предотрывном участке течения для классического крыла с этим же профилем к высоте горба f / σ_1 . Толщину вытеснения получают либо экспериментальным путем, либо с помощью программ численного расчета или моделирования. Для определенности и возможности применения критерия для различных углов атаки условимся толщину вытеснения брать в точке минимума давления, так как до этой точки при числах Рейнольдса порядка 10^5 пограничный слой гарантированно является ламинарным.

Из этих величин можно составить следующий безразмерный комплекс K_w , который будет называться параметром волнистости:

$$K_w = 2 \cdot f^2 / G \sigma_1, \quad (2)$$

где K_w – параметр волнистости крыла; f – высота горба (см. рис. 1); G – шаг волнистости; σ_1 – толщина вытеснения пограничного слоя, рассчитанная для профиля классического крыла в точке минимума давления. У данного параметра есть своя область применимости, и она характеризуется наличием структуры отрывного пузыря в пограничном слое для классического крыла с данным профилем. В целом для произвольного профиля это возможно в основном для подветренной стороны профиля и на малых углах атаки (порядка $1-3^\circ$) для наветренной стороны.

При K_w , стремящемся к нулю, получается пограничный слой без образования локальных отрывных зон, и, следовательно, не нужно ожидать структурирования пограничного слоя, ведущего к улучшению аэродинамических характеристик.

Накопленный экспериментальный материал позволяет провести некоторый анализ критерия K_w . Для этого будут использованы данные для профиля Z-15-25, в силу того что для него имеются подробные данные о геометрии, положении и форме отрывных зон для классического и волнистого крыла. Для получения данных о толщине вытеснения пограничного слоя на предотрывном участке будут использоваться данные, полученные в программе XFOIL для классического крыла. Сравнивая экспериментальные и расчетные данные по наличию и положению пузыря на классическом крыле [20] и рис. 8, можно констатировать, что программа XFOIL позволяет при числах Рейнольдса порядка 10^4-10^5 показать наличие отрывного пузыря и рассчитать толщину вытеснения на ламинарном участке пограничного слоя.

Рассмотрим случай $Re = 1,4 \times 10^5$, для которого есть экспериментальное подтверждение улучшения аэродинамических характеристик [7]. На угле атаки $\alpha = 0^\circ$ для профиля Z-15 на классическом крыле отрывной пузырь расположен по всему размаху (см. рис. 7, а). На волнистом крыле наблюдаются локальные отрывные зоны (см. рис. 7, б). Аналогичный результат наблюдается и для профиля Z-25 (рис. 11). Данные для расчета критерия Z_w приведены в табл. 2. Для Z-15 $Z_w = 3,26$, а для Z-25 $Z_w = 2,56$ соответственно.

При понижении числа Рейнольдса до $0,7 \times 10^5$ на профиле Z-15 еще сохраняются ЛОЗ (рис. 12, а), а для Z-25 локальные от-

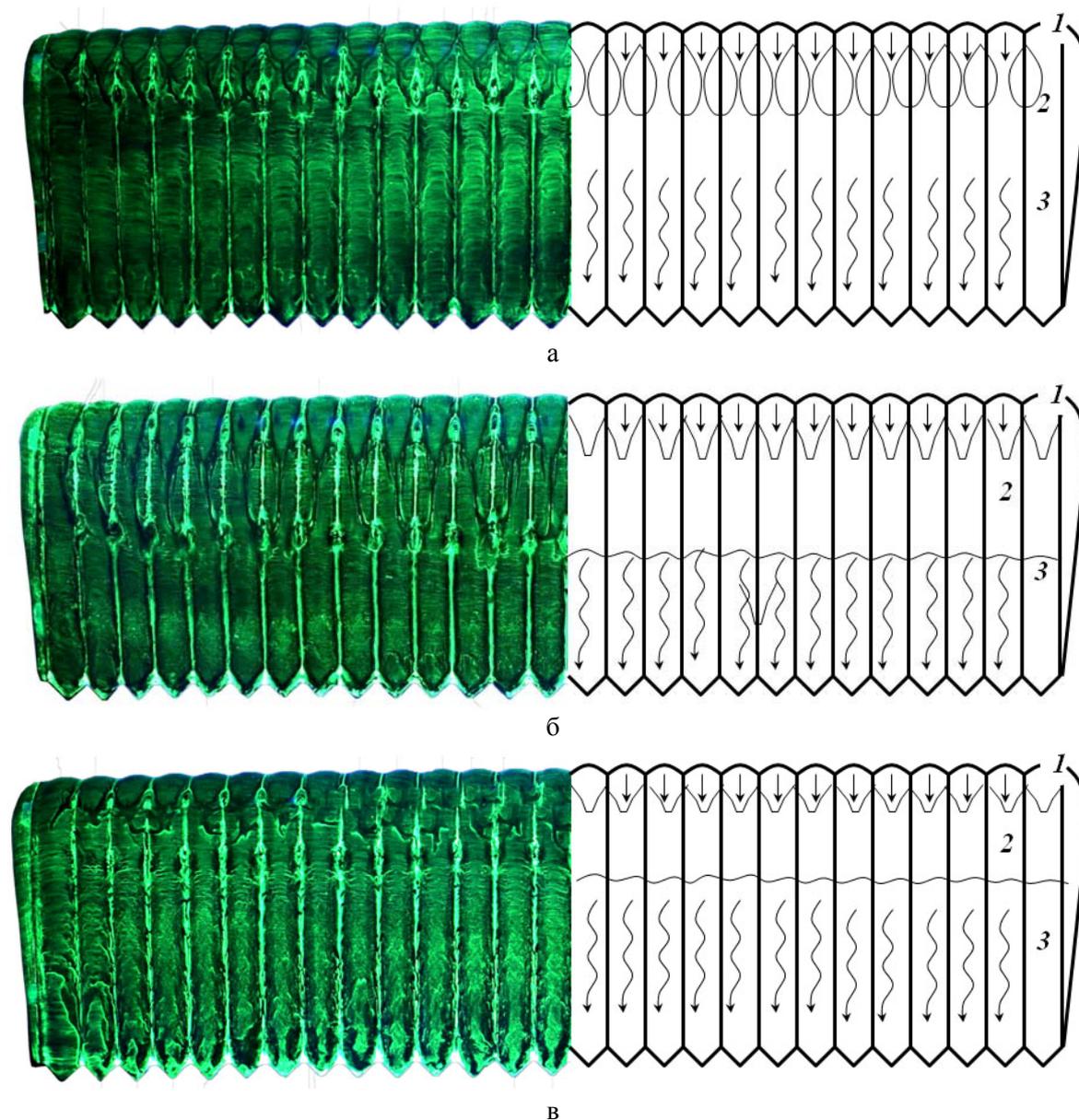


Рис. 12. Сажемазляная визуализация и ее трактовка на волнистом крыле: а – профиль Z-15, $\alpha = 0^\circ$, $Re = 0,7 \times 10^5$ (1 – ламинарный пограничный слой; 2 – ЛОЗ; 3 – турбулентный пограничный слой); б – профиль Z-25, $\alpha = 0^\circ$, $Re = 0,7 \times 10^5$ (1 – ламинарный пограничный слой; 2 – ООЗ; 3 – турбулентный пограничный слой); в – профиль Z-15, $\alpha = 0^\circ$, $Re = 0,35 \times 10^5$ (1 – ламинарный пограничный слой; 2 – ООЗ; 3 – турбулентный пограничный слой)

рывные зоны сомкнулись в общую отрывную зону (ООЗ) (рис. 12, б). Параметр волнистости при смыкании отрывных зон падает ниже 2.

При числе Рейнольдса $0,35 \times 10^5$ и на профиле Z-15 визуализация также показывает появление ООЗ с трехмерной линией отрыва (рис. 12, в). Параметр для этого случая $K_w = 1,47$. С нашей точки зрения, при появлении ООЗ не следует ожидать улучшения аэродинамических характеристик крыла.

Выводы и обсуждение

Результаты первой части данной работы, где были проведены исследования моделей классического и волнистого крыла в диапазоне чисел Рейнольдса от $0,6$ до 2×10^5 показали, что на крыльях сохраняется одна и та же структура течения с образованием отрывного пузыря в пограничном слое. Сохраняется также механизм ламинарно-турбулентного перехода, который заключается

в зарождении пакета волн неустойчивости и его развитии в оторвавшемся пограничном слое. Как для классического, так и для волнистого крыла пакет волн неустойчивости может быть описан теорией линейной устойчивости в локально-параллельном приближении. Для определения центральной частоты пакета удовлетворительный результат может дать гипотеза $\lambda = 2\pi\delta$.

Для классического крыла число Струхала, выраженное формулой (1), получилось близким к представленному в работе [18]. Для волнистого крыла рекомендуется принять

$$Sr = 0,077 = \text{const.}$$

Вероятно, увеличение числа Струхала связано с увеличением фазовой скорости возмущений, развивающихся в пограничном слое волнистого крыла вдоль линии впадины. Центральная частота пакета для волнистого крыла тогда может быть предсказана согласно

$$0,077U_c/\delta = F_c. \quad (3)$$

Данный результат интересен в силу того, что отрывное течение на волнистом крыле в отличие от классического носит локальный характер, а значит, имеется возможность подвести локальный источник возмущений, воздействующий на отрывную область – *активатор*. Пользуясь упрощенной моделью предсказания наиболее неустойчивых частот, бортовой компьютер летательного аппарата может выдать необходимый сигнал на активатор для подавления или усиления возмущений, нарастающих в пограничном слое волнистого крыла, что важно для управления малоразмерным летательным аппаратом.

Так как в первой части работы было доказано, что структура течения и характер ламинарно-турбулентного перехода в диапазоне чисел Рейнольдса 10^4 – 10^5 одни и те же, то для подбора необходимой волнистости для улучшения характеристик крыла можно предложить параметр волнистости K_w , выраженный формулой (2). Он может применяться для профилей, где появляется структура течения пограничного слоя с отрывным пузырем. Данные визуализации показали, что при значении этого параметра больше 2 на волнистом крыле образуется пограничный слой с локальными отрывными зонами. Преимущество подтверждено при параметре $K_w = 3,26$ на угле атаки $\alpha = 0^\circ$ для профиля Z-15 и при параметре $K_w = 2,56$

для профиля Z-25. Это выразилось в увеличении критических углов атаки и ликвидации гистерезиса аэродинамических характеристик. Подробное описание представлено в работе [7].

При снижении K_w менее 2 наблюдается объединение локальных отрывных зон в одну по всему размаху крыла и расположение ее выше по потоку, чем у классического крыла. Возникнет ли в этом случае эффект увеличения критического угла атаки, исследовано не было. Однако из понимания того, что общая отрывная зона скорее приводит к срыву потока с передней кромки, выбор параметров волнистости следует проводить таким образом, чтобы параметр K_w был больше 2.

Легко заметить, что при увеличении угла атаки, вообще говоря, параметр K_w будет увеличиваться в силу уменьшения толщины вытеснения в точке минимума давления. В связи с этим волнистость крыла, подобранная для угла атаки $\alpha = 0^\circ$, должна подходить и для больших углов атаки. С другой стороны, можно попытаться сделать волнистость различного шага и высоты для передней кромки и для первой четверти крыла с условием соблюдения параметра K_w больше 2.

В целом, для произвольного профиля можно предложить следующую методику подбора профиля волнистости для крыла малоразмерного летательного аппарата, аналогичной хорошо зарекомендовавшей себя волнистости, исследованной в работе [7].

1. Выбранный профиль крыла тестируется с помощью расчетных программ (например, XFOIL) на докритических углах атаки $\alpha = 0$ – 3° при числах Рейнольдса, характерных для режимов полета малоразмерного летательного аппарата. Цель тестирования – определить наличие и положение ламинарного отрывного пузыря.

2. Если отрывной пузырь присутствует, тогда необходимо вычислить толщину вытеснения в точке минимума давления перед отрывным пузырем.

3. Из конструктивных (положение нервюр крыла либо других силовых элементов) соображений выбрать период волнистости. Согласно проведенным ранее исследованиям он может варьироваться от 10 до 25 % хорды.

4. Далее, параметр K_w принимается в пределах значения 2,5–3,5 по следующей

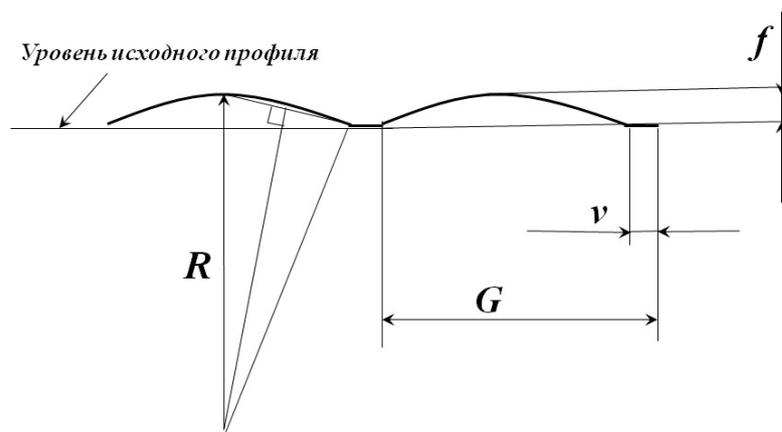


Рис. 13. Чертеж к получению профиля волнистости поверхности крыла

формуле, полученной преобразованием формулы (3), вычисляется высота горба:

$$f = \sqrt{K_w \cdot \sigma_1 \cdot \frac{G}{2}}.$$

5. Формирование профиля горба предлагается провести в соответствии с чертежом, представленным на рис. 13. Уровень впадины шириной v (можно принять равной высоте горба) представляется обводом изначального профиля. Горб образуется дугой, радиус которой несложно получить из геометрических соображений. Углы стыковки дуги и прямолинейного участка рекомендуется скруглить радиусом не меньше высоты горба:

$$R = \frac{\sqrt{f^2 + \left(\frac{(G-v)}{2}\right)^2}}{2 \cdot \sin\left[\left[\tan\right]^{-1}\left[\left[\frac{2f}{(G-v)}\right]\right]\right]}.$$

Полученная данным образом волнистость будет формировать структуру течения с локальными отрывными зонами и на малых, и на околоскритических углах атаки, в силу того что с увеличением угла атаки параметр волнистости будет только увеличиваться. Вопросом будущих исследований остается необходимость изменения формы волнистости ближе к носу профиля с целью поддержания параметра K_w постоянным. Если придерживаться этого принципа, то высота горбов от передней кромки к середине профиля должна увеличиваться. Кроме того, интересно проверить влияние других геометрических характеристик вол-

нистости, входящих в данный обобщенный параметр, чтобы подтвердить или опровергнуть его универсальность.

Список литературы

1. Зверков И. Д., Козлов В. В., Крюков А. В. Перспективы исследований в области малогабаритных летательных аппаратов // Вестн. Новосибир. гос. ун-та. Серия: Физика. 2014. Т. 9, вып. 2. С. 95–115.
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. 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.
5. 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.
6. Hansen K. L., Kelso R. M., Bassam B. Dally Performance Variations of Leading-Edge Tubercles for Distinct Airfoil Profiles // AIAA Journal. 2011. Vol. 46. No. 1. P. 185–194.
7. 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.

8. Zverkov I. D., Kozlov V. V., Kryukov A. V. Transitional flow structure on classic and wavy wings at low Reynolds number // EUCASS Book Series on Advances in Aerospace Sciences, «Progress in Flight Physics» [Edited by Ph. Reijasse, D. Knight, M. Ivanov, and I. Lipatov]. 2014. Vol. 7. P. 247–260.

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

10. Зверков И. Д., Козлов В. В., Крюков А. В. Особенности обтекания прямого и скользящего крыла с гладкой и волнистой поверхностью в области критических углов атаки // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2012. Т. 7, вып. 4. С. 57–67.

11. Drela M., Giles M. B. Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils // AIAA Journ. 1987. Vol. 25. P. 1347–1355.

12. Зверков И. Д. Изучение свойств крыла с волнистой поверхностью и его применение для создания новых образцов малоразмерных летательных аппаратов: Дис. ... д-ра техн. наук. Новосибирск, 2013. 239 с.

13. Козлов В. В., Зверков И. Д., Занин Б. Ю., Довгаль А. В., Рудяк В. Я., Борд Е. Г., Кранчев Д. Ф. Исследование развития возмущений отрывного ламинарного течения на крыле с волнистой поверхностью // Теп-

лофизика и аэромеханика. 2007. Т. 14, № 3. С. 343–351.

14. Занин Б. Ю., Козлов В. В. Натурные исследования структуры пограничного слоя // Учен. зап. ЦАГИ. 1983. Т. 14, № 6. С. 109–112.

15. Занин Б. Ю. о параметрах волн неустойчивости в пограничном слое // ИФЖ. 1987. Т. 53, № 4. С. 624–629.

16. Занин Б. Ю. Структура пограничного слоя на нижней поверхности крыла в полете и в аэродинамической трубе // Учен. зап. ЦАГИ. 1991. Т. 22, № 3. С. 118–122.

17. Диковская Н. Д., Занин Б. Ю. Экспериментальное и численное исследование устойчивости предотрывного течения на профиле крыла // ПМТФ. 1989. Т. 40, № 1. С. 126–132.

18. Диковская Н. Д., Занин Б. Ю. Сравнительные исследования устойчивости течения на наветренной и подветренной поверхностях крыла // Теплофизика и аэромеханика. 2000. Т. 7, № 2. С. 201–208.

19. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1969. 742 с.

20. Зверков И. Д., Занин Б. Ю. Оценка эффективности применения волнистости поверхности крыла для малоразмерных летательных аппаратов при малых числах Рейнольдса // Тезисы докладов Всероссийского семинара / НГАСУ (Сибстрин). Новосибирск, 2007. С. 42–43.

Материал поступил в редколлегию 10.06.2015

**I. D. Zverkov¹, A. V. Kryukov¹, G. R. Grek¹
I. S. Kononov², G. Yu. Evtushok²**

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

² Novosibirsk State Technical University
20 K. Marx Ave., Novosibirsk, 630073, Russian Federation

zverkov@itam.nsc.ru

DEFINITION OF THE PARAMETERS OF SURFACE UNDULATIONS FOR SMALL SCALE AIRCRAFT WING

This work is devoted to investigation of flow parameters on classic and wavy wing with Z-15-25 profile in area of Reynolds number from 0,35 to 2×10^5 with $\alpha = 0^\circ$. The oil-film visualization are

demonstrate the transformation of separation area on low Reynolds wing surfaces. Influence of distribution of a pressure gradient on a profile upon the sizes of separation area is shown and limits of applicability of a wavy surface of a wing are defined. The thermoanemometric data provided to determine boundary layer thickness and pulsation characteristics. As shown that at Reynolds number area $0,6-2 \times 10^5$ the mechanisms of flow instability and laminar-turbulent transition are invariable and depend from local boundary layer parameters at preseparation area. As well as for a classical wing, in the area of a groove of a wavy wing, the central frequency of a package of waves of instability of a shift layer can be well foretold both by means of the linear theory of stability, and by means of a hypothesis that the wavelength of the running indignations is proportional to the doubled boundary layer thickness. At result the technique of a finding of parameters of a undulations of a wing for any profile in the range of numbers of Reynolds from 10^4 до 10^5 is offered.

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