

И. Д. Зверков¹, А. В. Крюков¹, Г. Ю. Евтушок^{1,2}

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

МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ ВАРИОФОРМНОГО СЕКЦИОННОГО КРЫЛА*

Работа посвящена оценке возможностей исследования пограничного слоя на вариоформном крыле с помощью акустического датчика и датчика абсолютного давления. В качестве базовой модели использовалось крыло с жесткой волнистой поверхностью. В пограничном слое этой модели было сделано большое количество термоанемометрических измерений. В статье проводится сравнение профилей скорости и профилей пульсаций, полученных с помощью термоанемометра и с помощью акустического датчика и датчика давления. Показано, что с помощью акустического датчика и датчика давления можно качественно определить наличие либо отсутствие ламинарно-турбулентного перехода и локальной отрывной зоны (ЛОЗ). Однако количественно данные, полученные разными датчиками, могут различаться. Разница в положении максимума амплитуды пульсаций, полученная термоанемометром и микрофонным датчиком, различаются на 5–20 % по хорде. Это зависит от наличия или отсутствия в области измерения локальной отрывной зоны. Продольная компонента средней скорости в пограничном слое в области отрывной зоны, полученная датчиком абсолютного давления, может отличаться от полученной методом термоанемометрии на 80 %.

Ключевые слова: малые числа Рейнольдса, обтекание крыла с волнистой поверхностью, вариоформное секционное крыло, пограничный слой, отрывной пузырь, ламинарно-турбулентный переход, толщина вытеснения, толщина потери импульса.

Введение

На крыльях и лопастях малоразмерных летательных аппаратов при полете с крейсерской скоростью число Рейнольдса по хорде крыла не превышает 500 000. При таком числе Рейнольдса в пограничном слое крыла появляется структура течения с так называемыми отрывными пузырями. Структура подобного рода течений изучалась и продолжает изучаться исследователями [1–6]. Последнее время интерес к этой области

возрос в связи с тем, что появилось много сфер применения малоразмерных летательных аппаратов. В работе [7] показано 12 классов летательных аппаратов, где на крыльях или на несущих лопастях возможно появление отрывных зон. Особенностью данной структуры пограничного слоя является весьма высокая чувствительность и восприимчивость течения к разного рода возмущениям. Самый простой способ подавить отрывную область – турбулизовать пограничный слой еще в области благоприят-

* Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, проект № 16-08-01210А.

Зверков И. Д., Крюков А. В., Евтушок Г. Ю. Методы определения ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое вариоформного секционного крыла // Сибирский физический журнал. 2018. Т. 13, № 3. С. 34–46.

ного градиента давления. Но толстый турбулентный пограничный слой сам по себе увеличивает сопротивление крыла, поэтому не прекращаются работы по созданию оптимальных вихрегенераторов, которые разрушали бы обширные отрывные зоны, а с другой стороны, не приводили бы к раннему ламинарно-турбулентному переходу. Один из перспективных методов создания оптимальных вихрегенераторов является придание поверхности крыла волнистости по размаху [8–12]. Экспериментально доказано, что волнистая поверхность крыла разбивает обширную отрывную зону на поверхности классического крыла на локальные отрывные зоны (ЛОЗ) [13]. Это, в свою очередь, приводит к увеличению критического угла атаки крыла или к избавлению от гистерезиса аэродинамических характеристик [14]. Однако существуют и негативные влияния. Так, в работе [15] было показано, что на наветренной стороне крыла волнистость поверхности может привести к турбулизации пограничного слоя, хотя на этих же режимах для классического крыла он оставался ламинарным.

Следующим логическим шагом развития этого направления является создание крыла, волнистость которого может изменяться.

Вариоформное секционное крыло

Авторами в работе [16; 17] и патенте [18] была предложена конструкция крыла, которая может создавать на поверхности вихрегенераторы в виде последовательных по размаху горбов и впадин различных параметров – вариоформное секционное крыло (ВФС-крыло) (рис. 1).

Крыло состоит из жесткой рамы и эластичной обшивки. Сектора противоположных сторон обшивки герметичны и независимы друг от друга. Если в секциях создается разность давлений, то эластичная обшивка деформируется. Это приводит к образованию продольных горбов и впадин. В силу того что на крыле имеется также продольный градиент давления, горбы и впадины играют роль вихрегенераторов, в результате воздействия которых на пограничный слой образуются локальные отрывные зоны.

Но измерение параметров пограничного слоя на таком крыле создает определенные проблемы. В лаборатории аэрофизических

исследований дозвуковых течений ИТПМ СО РАН традиционно применяется метод точечных измерений с помощью термоанемометра. Разработан механизм автоматического перемещения датчика и сбора данных. Но из-за того, что обшивка вариоформного крыла гибкая, часто происходит касание датчика поверхности, в результате чего он перегорает. Кроме того, датчик используется односточный и, по оценкам, проведенным в работе [9], при попытке измерить интегральные характеристики пограничного слоя может давать существенную погрешность: для толщины вытеснения порядка 15 %, а для толщины потери импульса до 150 %. Поэтому были разработаны другие датчики, которые могут использоваться в системе сбора данных вместо термоанемометра. Это акустический датчик и датчик абсолютного давления.

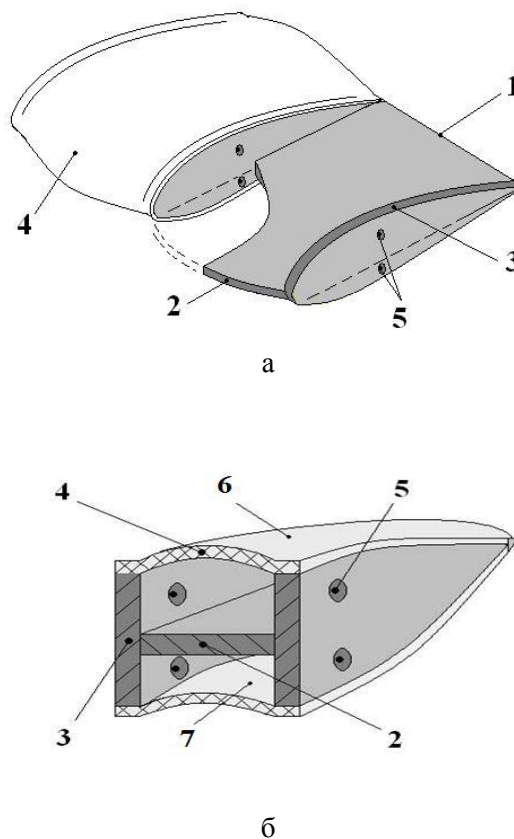
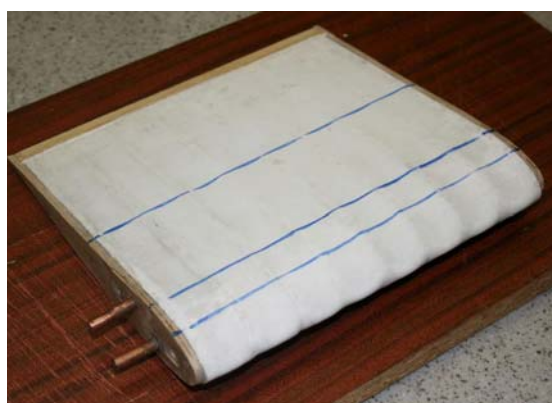


Рис. 1. Вариоформное секционное крыло: секция крыла с обшивкой и без обшивки (а); секция крыла в разрезе (б). Элементы ВФС-крыла: 1 – жесткий каркас; 2 – продольный силовой элемент; 3 – поперечные силовые элементы; 4 – эластичная обшивка; 5 – каналы создания перепада давления; 6 – горб; 7 – впадина



а



б

Рис. 2. Модели, используемые в эксперименте: *а* – модель волнистого крыла с жесткой обшивкой и профилем Р-Ш-12; *б* – модель вариоформного секционного крыла с профилем Z-15-25

Цель настоящей работы – провести измерения пограничного слоя с помощью акустического датчика и датчика абсолютного давления на известной модели волнистого крыла с жесткой обшивкой, а затем провести пробные измерения на ВФС-крыле.

Подготовка эксперимента Экспериментальные модели

В эксперименте использовались две модели крыла. Первая модель – волнистое крыло с жесткой обшивкой. Эта модель имела профиль вдоль впадины Р-Ш-А 12,5 % (рис. 2, *а*). Подробнее его форма описана в работе [9]. На этой модели проводились обширные измерения с помощью термоанемометра, в результате чего были получены профили скорости и профили пульсаций в различных сечениях пограничного слоя, в частности вдоль горба и вдоль впадины.

Вторая модель имела профиль Z-15-25, который подробно описан в работе [13]. Эта

модель выполнена в виде вариоформного секционного крыла, силиконовая обшивка которого могла образовывать горбы и впадины между нервюры в зависимости от внутреннего давления в крыле. Использовались три режима: «гладкая поверхность», когда между нервюрами поддерживался такой же профиль, как и на нервюре; «наддув», когда между нервюрами образовывалось вздутие; «вакуум», когда между нервюрами образовывалось проседание. Амплитуда вздутия или проседания для данных экспериментов использовалась такая же, как на модели с жесткой обшивкой, – 2 мм (1,1 % от хорды крыла).

Обе модели имели хорду 195 мм, удлинение 1, и на концах устанавливались концевые шайбы диаметром 250 мм. Угол атаки моделей 0°. Число Рейнольдса в эксперименте $1,4\text{--}1,7 \cdot 10^5$.

Датчики для проведения измерений в пограничном слое

Методика изготовления датчиков для термоанемометра давно отработана и применяется в ИТПМ СО РАН [19]. Датчик имеет высокую чувствительность к скорости потока, а также наивысший частотный отклик. Он представляет собой стальной нержавеющей корпус с выведенными сквозь него коническими державками, которые имеют диаметр на конце порядка 0,1 мм. Чувствительный элемент датчика – это вольфрамовая проволочка диаметром 5 мкм покрытая золотом, которая приваривается на точечную сварку к заостренным концам датчика (рис. 3, *а*). Длина чувствительного участка 1,2 мм. Такой датчик специально разработан для высокотурбулентных потоков.

Акустический датчик, предложенный в данной работе, изготовлен на основе микрофона и предназначен для определения ламинарно-турбулентного перехода. Он состоит из трубки полного напора диаметром 0,8 мм и стенкой 0,2 мм длиной 40 мм (рис. 3, *б*). Трубка переходит в акустический раструб и направлена на микрофон, который находится внутри металлического обтекаемого корпуса. Таким образом, микрофон становится чувствительным только к пульсациям давления на срезе трубки. Положение ламинарно-турбулентного перехода

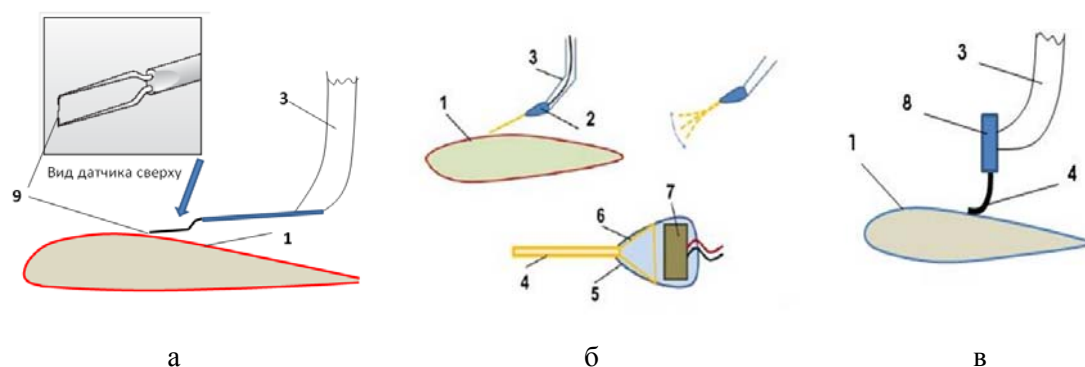


Рис. 3. Датчики, примененные в исследовании: *а* – термоанемометрический; *б* – акустический; *в* – динамический. Элементы, поясняющие конструкцию датчика: 1 – поверхность ВФС-крыла; 2 – корпус акустического датчика; 3 – штанга крепления датчика; 4 – трубка полного напора диаметром 0,8 мм; 5 – защитный корпус микрофона; 6 – акустический раструб; 7 – микрофон НМО0603А (JR WORD); 8 – датчик давления ADZ-SIL-13.0 (NAGANO); 9 – нить термоанемометра диаметром 5 мкм

оценивается аналогичным образом, как это делается при использовании датчика термоанемометра. Измеряются профили пульсаций по толщине пограничного слоя, и находится область максимума. Положение максимума пульсаций по хорде крыла считается за положение перехода.

Следует отметить, что такая методика не является устоявшейся. Для пограничных слоев с отрывным пузырем положение перехода измеряется местом скачка в распределении давления по хорде крыла либо по наивысшему показателю формпараметра H_{12} [1–3; 9]. Формпараметр вычисляется по формуле

$$H_{12} = \frac{\delta_1}{\delta_2},$$

где δ_1 – толщина вытеснения; δ_2 – толщина потери импульса.

Конструкция динамического датчика имеет несколько другие особенности. Использовался датчик абсолютного давления ADZ-SIL-13.0 (NAGANO) с полным диапазоном 2000 Па и выходным сигналом 0,5–4,5 В. Основная погрешность по паспорту $\pm 1\%$ полной шкалы. Диапазон рабочих температур от -40 до 125° . Корпус датчика имеет достаточно большие габариты (25 мм диаметр и 50 мм длина), поэтому он заключен в обтекаемый корпус и вынесен из зоны потока, где происходят измерения. К области измерения подходит изогнутая трубка диаметром 2,2 мм и длиной 150 мм, которая заканчивается трубкой 0,8 мм и стенкой 0,2 мм длиной 20 мм. Торец трубки распо-

ложен перпендикулярно набегающему потоку. Таким образом, происходит измерение полного давления и пульсаций полного давления. По измерениям перепада полного давления внутри пограничного слоя относительно его значения на границе ПС строится профиль продольной компоненты скорости и профиль среднеквадратичных пульсаций. Погрешность измерений за счет не точности позиционирования оценивается 15 % от измеряемой величины.

Аэродинамическая труба

При проведении эксперимента использовалась малотурбулентная аэродинамическая труба Т-324 (Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН, Новосибирск). Установка имеет закрытую рабочую часть сечением 1000×1000 мм, скорость потока в проводимых экспериментах: $U_\infty = 12$ м/с при сравнении параметров пограничного слоя с помощью разных датчиков на жестком крыле; $U_\infty = 10$ м/с при работе с ВФС-крылом, степень турбулентности $\varepsilon = 0,04\%$, $Re = 1,4\text{--}1,7 \cdot 10^5$. Более подробное описание трубы можно найти в работе [20].

Результаты экспериментов Сравнение картин пульсаций скорости на модели крыла с жесткой поверхностью

На первом этапе были проведены измерения на модели волнистого крыла с профи-

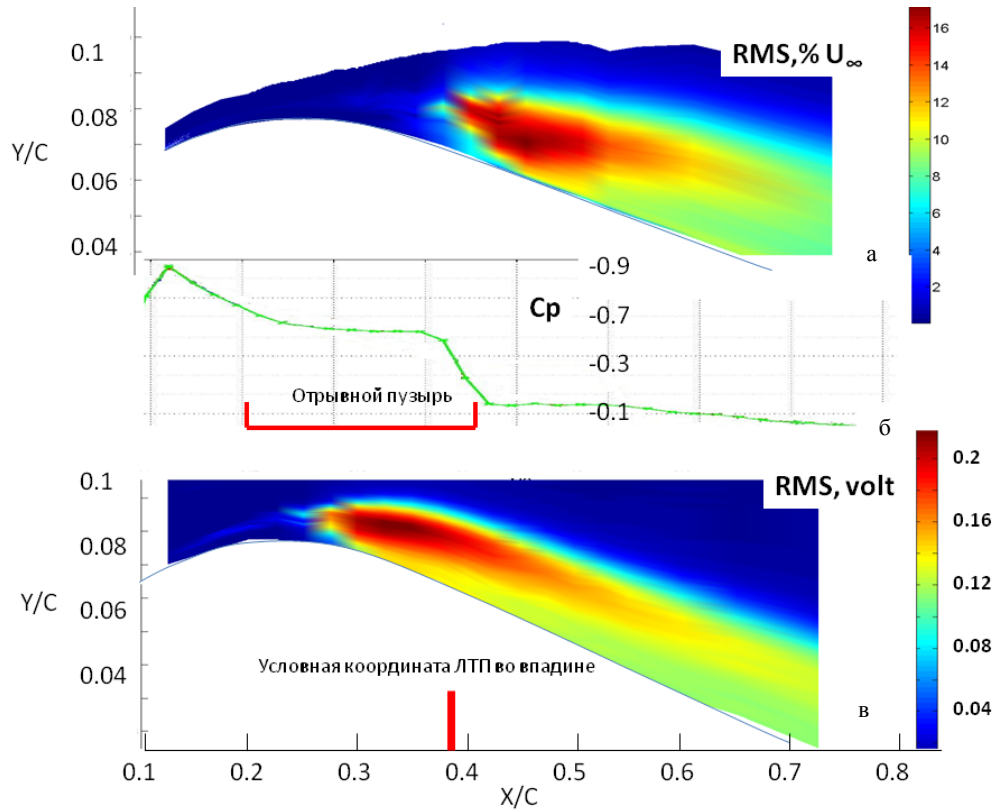


Рис. 4. Распределение среднеквадратичных пульсаций в пограничном слое волнистого крыла вдоль впадины: *a* – амплитуда среднеквадратичных пульсаций скорости (в процентах от скорости набегающего потока U_∞); *б* – кривая распределения давления по хорде крыла вдоль впадины; *в* – амплитуда среднеквадратичных пульсаций напряжения на микрофоне

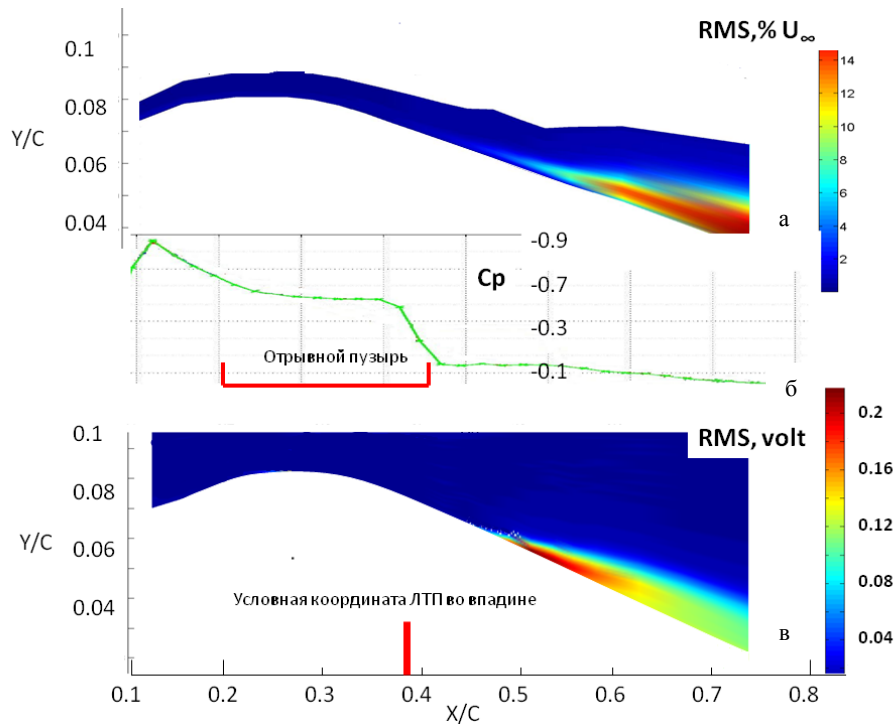


Рис. 5. Распределение среднеквадратичных пульсаций в пограничном слое волнистого крыла вдоль горба: *a* – амплитуда среднеквадратичных пульсаций скорости (в процентах от скорости набегающего потока U_∞); *б* – кривая распределения давления по хорде крыла вдоль впадины; *в* – амплитуда среднеквадратичных пульсаций напряжения на микрофоне

лем Р-Ш-А12. На рис. 4 представлены результаты сравнения распределения среднеквадратичных пульсаций в пограничном слое, полученные разными датчиками вдоль линии впадины.

На рис. 4, *а* распределение среднеквадратичного значения пульсаций продольной компоненты скорости, которое было получено с помощью датчика термоанемометра. Для наглядности на рис. 4, *б* показано распределение давления по хорде крыла, указано положение отрывного пузыря, определенное по сажемазляной визуализации, и условное положение ЛТП по линии впадины. Наблюдается классическая для такого вида течения картина. Над отрывным пузырем пульсации начинают нарастать и достигают максимума в области присоединенного турбулентного течения. Собственно говоря, турбулизация пограничного слоя и приводит к его присоединению. Если же посмотреть на пульсации, полученные с помощью микрофонного датчика, можно заметить, что максимум пульсаций сдвинут на 5–6 % выше по потоку и находится теперь над средней частью отрывного пузыря. Скорее всего, это происходит из-за того, что микрофонный датчик обрезает низкочастотный спектр пульсаций. Над отрывным пузырем развивается пакет волн неустойчивости с центральной частотой порядка 800 Гц [10]. Это акустический датчик улавливает. А вот низкие частоты, обусловленные сходом вихря, он уже уловить не в состоянии. Для верификации этой версии необходимо дополнительное исследование или обработка сигнала датчика термоанемометра с целью исключения из анализа пульсаций с частотой ниже 100 Гц.

На рис. 5 показано распределение пульсаций вдоль линии горба. Измерения с помощью термоанемометра показывают, что рост пульсаций скорости на горбе (рис. 5, *а*) происходит значительно позже, за отрывным пузырем во впадине (рис. 5, *б*), и продолжает расти на протяжении от 50 до 75 % по хорде. При измерении пульсаций с помощью акустического датчика (рис. 5, *в*) наблюдается ярко выраженная область максимума пульсаций в районе 53–55 % по хорде. Поэтому при измерениях вдоль линии горба ламинарно-турбулентный переход, определяемый по критерию максимума пульсаций акустическим датчиком, будет указан на 20–22 % выше по потоку, чем в

случае его определения с помощью термоанемометрических измерений.

В целом из приведенных данных видно, что характерной особенностью течения в пограничном слое волнистого крыла является значительная разница в положении ЛТП вдоль линии горба и вдоль линии впадины. Разница достигает 30 % по хорде крыла. Обусловлено это наличием локальной отрывной зоны по линии впадины. Несмотря на то, что по данным акустического датчика ЛТП диагностируется раньше, все равно сохраняется значительная разница (20–22 %) по положению перехода во впадине и на горбе, и по этим сведениям можно судить о том, какой режим течения в данной области крыла – отрывной или присоединенный.

Сравнение профилей скорости на модели с жесткой поверхностью

С помощью датчика давления была предпринята попытка замерить профиль скорости и профиль пульсации в пограничном слое волнистого крыла и сверить его с данными, которые были получены с помощью термоанемометра [9].

На $X/C = 0,38$ в районе ламинарно-турбулентного перехода во впадине толщины вытеснения и толщины потери импульса различаются в зависимости от метода получения в два и более раза (табл. 1). Однако сказать, какой метод более точен, не представляется возможным в силу ограничений, которые будут обсуждены позже. Можно только заметить, что на ламинарном участке вдоль линии горба, где отрыв отсутствует, формпараметр H_{12} , характеризующий форму профиля, отличается на 5 %. Формпараметр в отрывной зоне отличается уже, по данным разных методов измерения, на 70 %. Поэтому сам по себе этот параметр ЛТП при измерениях датчиком давления не характеризует. Однако следует заметить, что по соотношению формпараметра вдоль горба и вдоль впадины мы можем судить о наличии ЛОЗ. Если отношение формпараметра во впадине к формпараметру на горбе больше чем 1,5, можно говорить о наличии ЛОЗ.

Если теперь посмотреть на графики пульсаций (рис. 6), то можно заметить, что при выбранном типе датчика и геометрии подводного канала можно по увеличению уровня среднеквадратичных пульсаций судить о наступлении ЛТП. По сравнению

Таблица 1

Параметры пограничного слоя, полученные различными методами

Метод	Измерения вдоль впадины / горба	Толщина		Формпараметр
		вытеснения	потери импульса	
Термоанемометр	горб	0,43	0,18	2,35
	впадина	2,11	0,40	5,23
Датчик полного давления	горб	0,74	0,33	2,22
	впадина	3,94	1,08	3,64

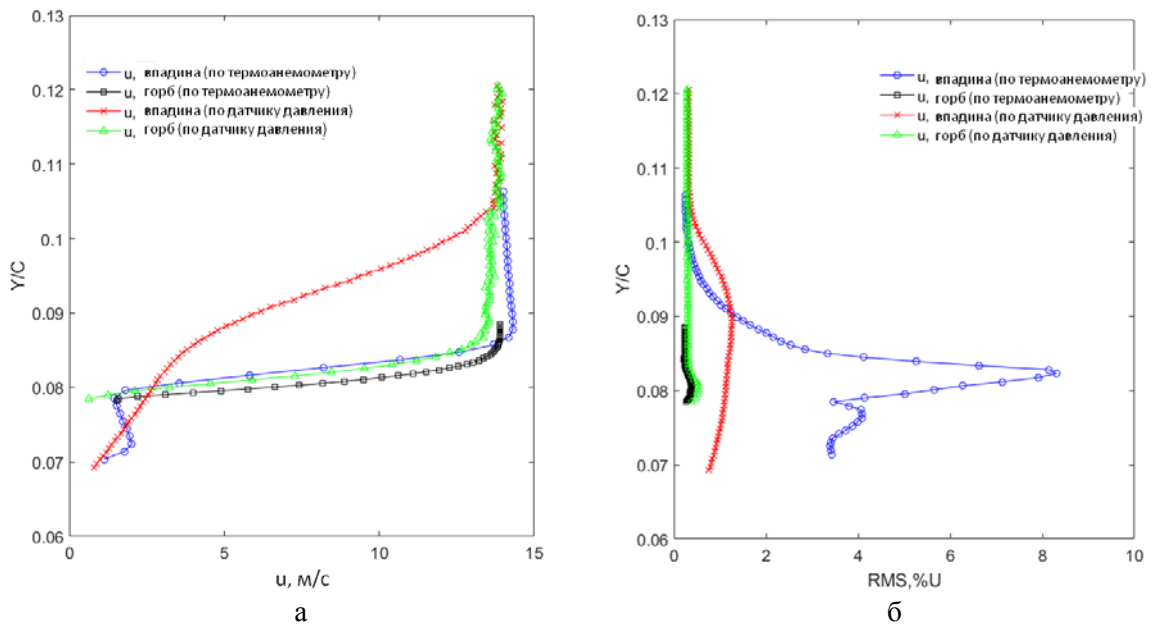


Рис. 6. Сравнение данных, полученных с помощью термоанемометра и датчика давления на $X/C = 0,38$:
 а – профили скорости; б – профили среднеквадратичных пульсаций

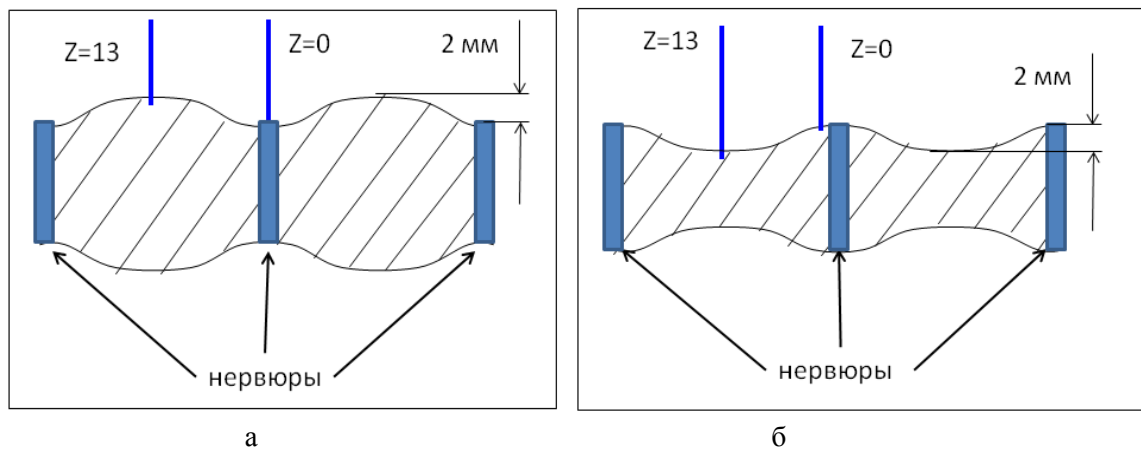


Рис. 7. Мидельное сечение двух секций ВФС-крыла:
 а – при избыточном давлении (режим «наддув»); б – при вакуумировании (режим «вакуум»)

с показаниями термоанемометра по амплитуде пульсации меньше в 4–5 раз. Однако они все равно на порядок выше, чем в невозмущенном потоке, и могут служить качественным показателем завершения ламинарно-турбулентного перехода.

Определение ЛТП на вариоформном секционном крыле с помощью акустического датчика

После того как возможности акустического датчика были определены, провели серию исследований пограничного слоя на ВФС-крыле, профиль Z-25. С помощью избыточного давления (режим «наддув») образовывалась поверхность со впадинами вдоль нервюр (рис. 7, а) с максимальной амплитудой вздутия 2 мм. И с помощью вакуумирования (режим «вакуум») образовывалась поверхность с горбами вдоль нервюр (рис. 7, б) с максимальной амплитудой прогиба 2 мм.

Далее в плоскости XY были проведены измерения пульсаций с помощью акустического датчика. Одна плоскость располагалась

вдоль нервюры ($Z = 0$), а другая – по середине между нервюрами, в области максимального прогиба обшивки ($Z = 13$).

Картины распределения среднеквадратичных пульсаций напряжения на датчике представлены на рис. 8 и 9. По ним хорошо видно, что при организации впадины вдоль нервюры, как и на модели крыла с жесткой поверхностью, ЛТП сначала происходит вдоль впадины вследствие образования отрывной зоны (см. рис. 8). При организации впадины между нервюрами ЛТП раньше происходит между нервюрами. Очевидно, что ЛОЗ перемещается в область между нервюрами. В то время как вдоль нервюры ЛТП смещается вниз по потоку (см. рис. 9).

Положение максимума пульсаций, с которым, по вышеизложенным данным можно отождествить положение ламинарно-турбулентного перехода, для обоих случаев приведено в табл. 2.

Разница между положением перехода на горбе и во впадине немного меняется (около 10 %), но в целом перемещение ЛОЗ из области нервюры в область между нервюрами очевидно.

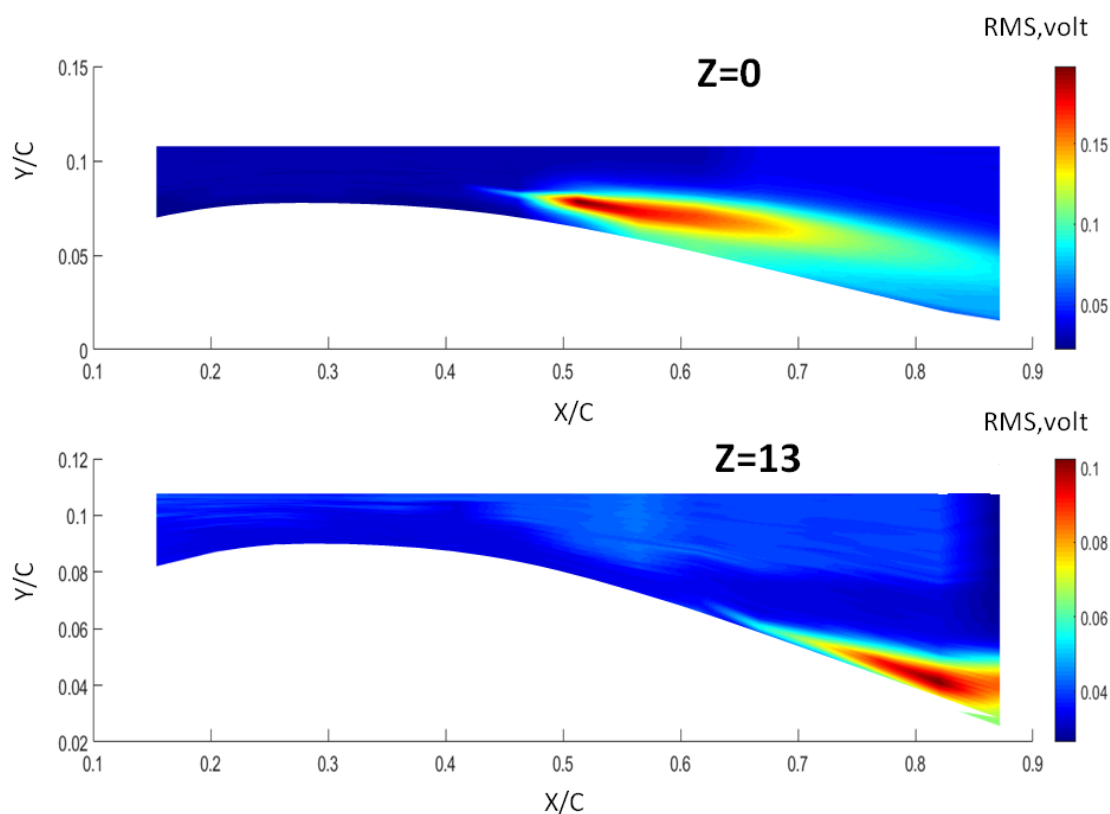


Рис. 8. Распределение пульсаций в пограничном слое ВФС-крыла при повышении давления и создании горбов

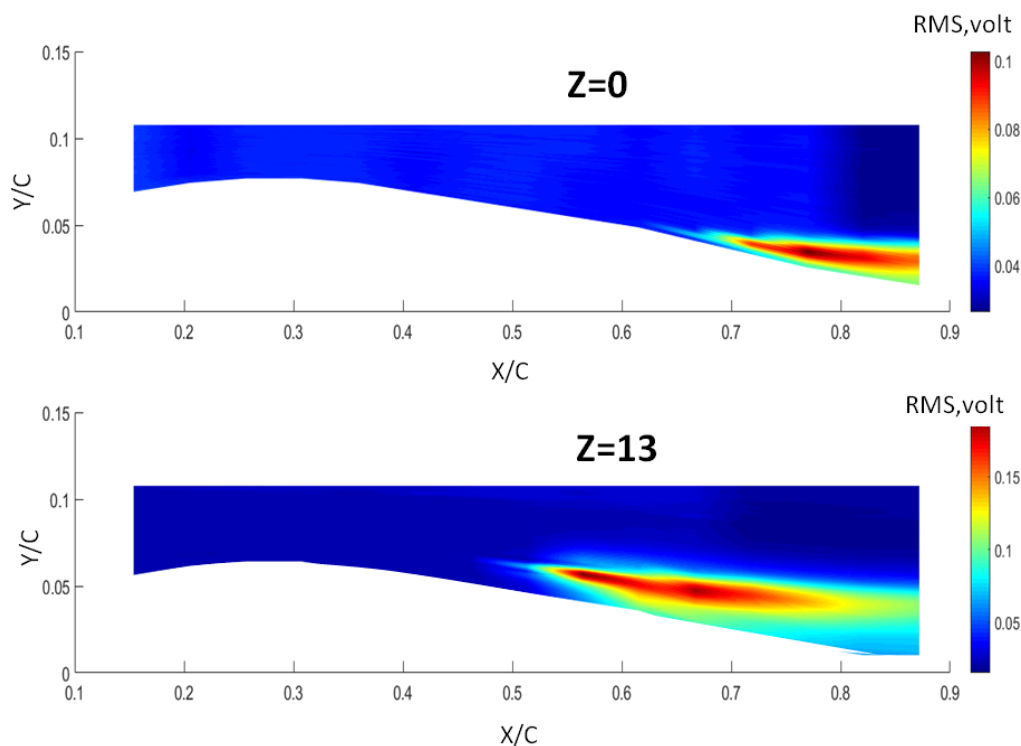


Рис. 9. Распределение пульсаций в пограничном слое ВФС-крыла при вакуумировании и создании впадин

Таблица 2

Положение максимума пульсаций на ВФС-крыле при наддуве и вакуумировании

Режим давления внутри ВФС-крыла	Положение датчика по размаху, Z, мм	Положение максимума пульсаций по хорде X/C
«Надув»	0	0,52
	13	0,83
«Вакуум»	0	0,77
	13	0,57

Параметры пограничного слоя в области локальной отрывной зоны на ВФС-крыле

Для дополнительного подтверждения режима течения на ВФС-крыле с наличием ЛОЗ были проведены измерения профиля скорости и пульсаций с помощью датчика полного давления при скорости 10 м/с. Конфигурация ВФС-крыла сначала поддерживалась в режиме «гладкая поверхность», а затем были организованы вздутия (режим «наддув»), такие как на рис. 7, а.

Для проведения измерений было выбрано положение по хорде $X/C = 0,41$, где, по данным сажемасляной визуализации, на

этом же профиле Z-25 на гладком и волнистом крыле наблюдаются отрывные области [13].

На рис. 10, а, б представлены профили скорости и профили пульсации скорости, полученные с помощью датчика давления в режиме «гладкая поверхность». Их форма характерна для начального участка глобального отрывного пузыря. (Это подтверждается данными табл. 3.) Разница между форм-параметрами вдоль нервюры и между нервюрами около 10 %, что не превышает погрешность, с которой этот параметр может быть подсчитан.

На рис. 10, в, г представлены данные для случая наддува и создания между нервюрами

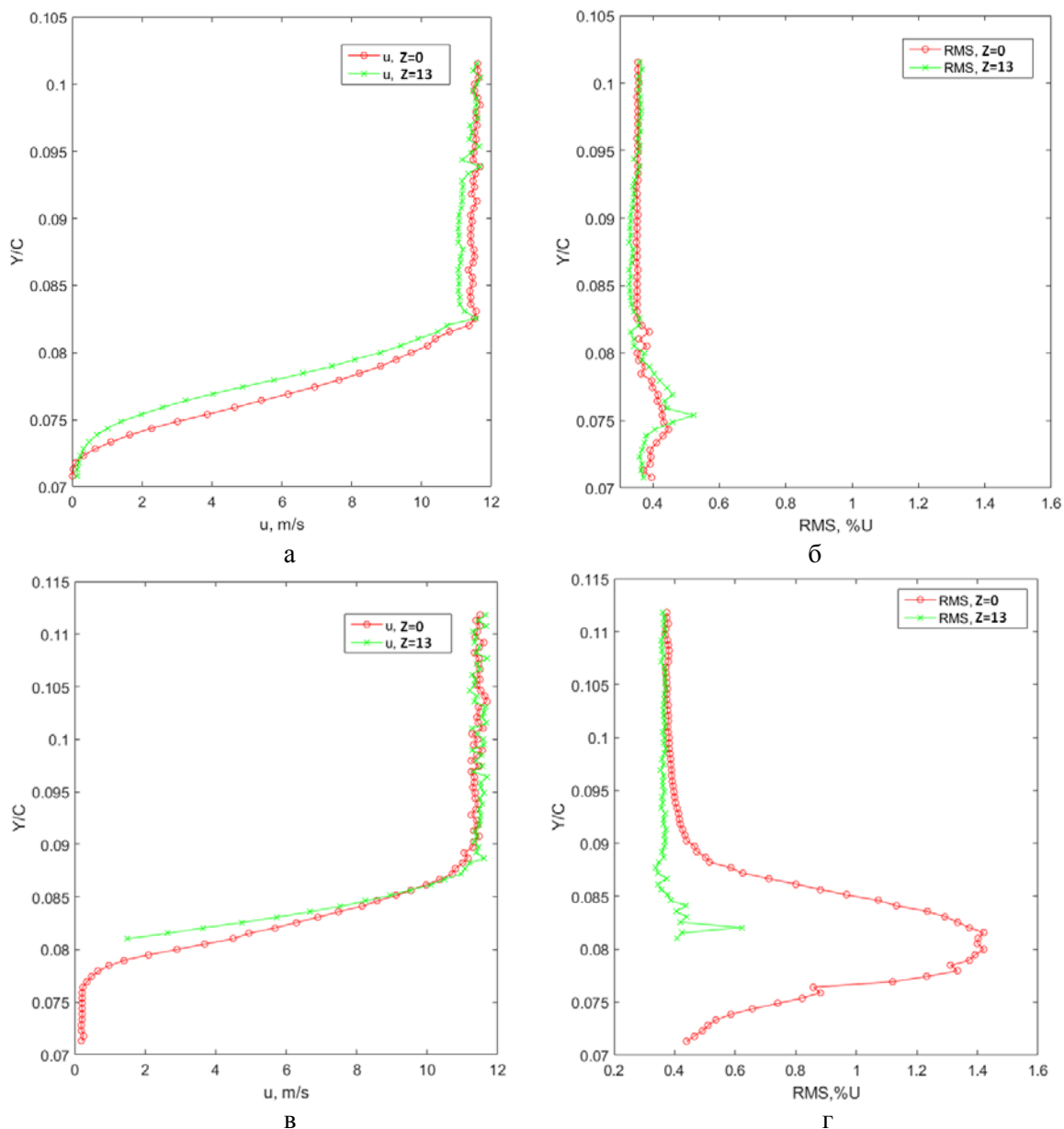


Рис. 10. Параметры пограничного слоя на ВФС-крыле при $X/C = 0,41$, полученные датчиком давления в режимах «гладкая поверхность» (а, б) и «наддув» (в, г): профили скорости (а, в); профили среднеквадратичных пульсаций (б, г)

Таблица 3

Положение максимума пульсаций на ВФС-крыле при наддуве и вакуумировании

Режим давления внутри ВФС-крыла	Положение датчика по размаху, Z, мм	Формпараметр H_{12}
«Гладкая поверхность»	0	3,56
	13	3,87
«Наддув»	0	5,04
	13	1,86

горба высотой 2 мм. Отношение формпараметра вдоль нервюры во впадине к формпар-

аметру вдоль горба больше 1,5, что, как было показано при тестировании датчика на

модели с жесткой поверхностью, свидетельствует о наличии локальной отрывной зоны (ЛОЗ).

Выводы

В работе были исследованы возможности применения акустического датчика и датчика полного давления для исследования характеристик пограничного слоя на вариоформном секционном крыле. Эти возможности на первом этапе прояснились путем сопоставления данных о параметрах пограничного слоя, полученных методом термоанемометрических измерений на волнистом крыле с жесткой поверхностью, с данными, полученными новыми датчиками. На втором этапе датчики опробовались непосредственно на модели ВФС-крыла в режимах «гладкая поверхность», «наддув», «вакуумирование».

Были получены следующие результаты.

1. С помощью акустического датчика по максимуму среднеквадратичных пульсаций напряжения при сканировании пограничного слоя можно регистрировать положение ЛТП. В области локальных отрывных зон он будет находиться на 5–7 % выше по потоку, чем это определяется классическими методами (по распределению давления либо по формпараметру H_{12}).

2. В области присоединенного течения на горбах положение ЛТП с помощью акустического датчика определяется на 20–22 % выше по потоку, чем с помощью термоанемометра.

3. Интегральные параметры пограничного слоя (толщина вытеснения и толщина потери импульса), полученные с помощью термоанемометра и датчика давления, могут отличаться более чем в два раза.

4. Разница в определении продольной компоненты скорости между данными термоанемометра и датчиком давления может достигать 70 % от скорости набегающего потока.

5. Разница формпараметра H_{12} (отношение толщины вытеснения к толщине потери импульса) на горбе и во впадине меньше подвержена влиянию метода измерений и может служить критерием образования локальной отрывной зоны.

6. Измерения с помощью датчика абсолютного давления ADZ-SIL-13.0 показали, что при достаточно близком расположении

датчика от насадка полного давления (150 мм) он способен фиксировать рост среднеквадратичных пульсаций скорости в пограничном слое с амплитудой в 4–5 раз ниже, чем регистрируется с помощью термоанемометра.

В целом можно сделать вывод, что предлагаемыми датчиками структуру пограничного слоя вариоформного секционного крыла можно исследовать только качественно. Можно диагностировать наличие локальных или глобальных отрывных зон, а также наличие ЛТП. Однако для получения количественных характеристик необходимы новые датчики. Главным критерием должна стать возможность вычленения продольной составляющей скорости течения в пограничном слое, так как структура течения с образованием ЛОЗ носит ярко выраженный трехмерный характер. В условиях лабораторного эксперимента можно попробовать PIV-метод. Другой вариант – это измерения двухниточным датчиком термоанемометра, однако он легко может быть поврежден при движении вариоформной поверхности. Наилучшим вариантом выглядит применение 4- либо 5-точечного насадка полного давления, чтобы можно было точно вычленить продольную составляющую средней скорости. Для удовлетворительной разрешающей способности диаметр датчика желательнее иметь не более 0,8 мм. При расположении самих датчиков на расстоянии не дальше 150 мм от насадка можно получить дополнительную информацию в виде среднеквадратичных пульсаций, по амплитуде которых можно судить о совершении ЛТП.

Список литературы

1. *Gaster M.* The structure and behavior of separation bubbles // ARC R and M. 1969. No. 3595. 33 p.
2. *Tani I.* Low-Speed Flows Involving Bubble Separations // Progress in Aeronautical Science. 1964. Vol. 5. P. 70–103.
3. *Ward J. W.* The behaviour and effects of laminar separation bubbles on airfoils in incompressible flow // J. of the Royal Aeronaut. Soc. 1983. Vol. 67. P. 783–790.
4. *Мюллер Т. Дж., Бэйтилл С. М.* Экспериментальные исследования отрыва потока на крыловых профилях при низких числах Рейнольдса // Ракетная техника и космонавтика. 1982. Т. 20, № 5. С. 11–19.

5. O'Meara M. M., Mueller T. J. Laminar separation bubble characteristics on an airfoil at low Reynolds numbers // AIAA J. 1987. Vol. 25. P. 1033–1041.
6. Бойко А. В., Грек Г. Р., Довгаль А. В., Козлов В. В. Возникновение турбулентности в пристенных течениях. Новосибирск: Наука, 1999. 328 с.
7. Зверков И. Д., Крюков А. В., Грек Г. Р. Перспективы исследований в области малоразмерных летательных аппаратов (обзор) // Вестн. НГУ. Серия: Физика. 2014. Т. 9, № 2. С. 95–115.
8. Зверков И. Д., Занин Б. Ю. Влияние формы поверхности крыла на отрыв потока // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, № 2. С. 205–213.
9. Zverkov I. D., Zanin B. Yu., Kozlov V. V. Disturbances Growth in Boundary layers on classical and wavy surface wing // AIAA J. 2008. Vol. 46. No. 12. P. 3149–3158.
10. Козлов В. В., Зверков И. Д., Занин Б. Ю., Довгаль А. В., Рудяк В. Я., Борд Е. Г., Кранчев Д. Ф. Исследование развития возмущений отрывного ламинарного течения на крыле с волнистой поверхностью // Теплофизика и аэромеханика. 2007. Т. 14, № 3. С. 343–351.
11. Зверков И. Д., Козлов В. В., Крюков А. В. Влияние волнистости на структуру пограничного слоя и аэродинамические характеристики крыла конечного размаха // Вестн. НГУ. Серия: Физика. 2011. Т. 6, № 2. С. 26–42.
12. Зверков И. Д., Занин Б. Ю., Крюков А. В. Волнистое крыло как основа для новых летательных аппаратов. Saarbrücken: LAP Lambert Academic Publ., 2016. 248 с.
13. 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. НГУ. Серия: Физика. 2015. Т. 10, № 3. С. 5–18.
14. Зверков И. Д., Козлов В. В., Крюков А. В. Улучшение аэродинамических характеристик крыла малоразмерного аппарата // ДАН. 2011. Т. 440, № 6. С. 1–4.
15. Zverkov I. D., Kozlov V. V., Kryukov A. V. Experimental research of the boundary layer structure at near-critical angles of attack for the classical and wavy wings // EUCASS Book Series on Advances in Aerospace Sciences, «Progress in Flight Physics». Ed. by Ph. Reijasse, D. Knight, M. Ivanov, I. Lipatov. 2013. Vol. 5. P. 583–600.
16. Зверков И. Д., Крюков А. В. Вариоформное секционное крыло для беспилотного летательного аппарата // Перспективные технологии самолетостроения в России и мире: Тр. Всерос. науч.-практ. конф. молодых специалистов и студентов. Новосибирск, 2010. С. 6–10.
17. Zverkov I. D., Kryukov A. V., Evtushok G. Yu. Using of wavy morphing wing for flow and flight control // 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS-2017) (Italy, Milano, 3–6 July, 2017): Proceedings. 2017. S. I. P. 1–4.
18. Способ управления аэродинамическими характеристиками несущей поверхности и несущая поверхность / И. Д. Зверков, В. В. Козлов, А. В. Крюков. Патент № 2412864 РФ МПК В64С 21/10, В64С 3/30. Патентообладатель ИТПМ СО РАН; заявка № 2009127202/11 от 14.07.2009, опубликовано 27.02.2011 Бюл. № 6.
19. Косорыгин В. С. Лабораторный комплекс для изготовления миниатюрных термоанемометрических датчиков с нагреваемой нитью. Новосибирск, 1982. 20 с. (деп. в ВИНТИ 02.03.1982, № 4166-82)
20. 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.

I. D. Zverkov¹, **A. V. Kryukov**¹, **G. Yu. Evtushok**^{1,2}

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

² *Novosibirsk State Technical University
20 Karl Marx Str., Novosibirsk, 630073, Russian Federation*

zverkov@itam.nsc.ru

METHODS FOR DETERMINATING THE LAMINAR-TURBULENT TRANSITION IN THE BOUNDARY LAYER OF A VARIOFORM-SECTIONAL WING

This work is devoted to the estimation of the possibilities of investigating the boundary layer on the varioform-sectional wing with the help of an acoustic sensor and an absolute pressure sensor. The base model was a wing with a rigid wavy surface. In the boundary layer of this model, a large number of measurements were made using the technique of thermoanemometric measurements. The article compares velocity profiles and pulsation profiles obtained with a thermoanemometer and with the help of an acoustic sensor and a pressure sensor. It is shown that the presence or absence of a laminar-turbulent transition (LTP) and a local separation zone (LSZ) can be qualitatively determined with the aid of an acoustic sensor and a pressure sensor. However, quantitatively, the data obtained by different sensors may be different. The difference in the position of the maximum amplitude of pulsations obtained by the thermal anemometer and the microphone sensor differs by 5–20 % over the chord. This depends on the presence or absence of a local separation zone in the measurement area. The longitudinal component of the average velocity in the boundary layer in the region of the separation zone obtained by the absolute pressure sensor can differ from that obtained by the method of thermal anemometry by 80 %.

Keywords: low Reynolds numbers, flow around a wing with a wavy surface, varioform sectional wing, boundary layer, separation bubble, laminar-turbulent transition, displacement thickness, momentum thickness.

For citation:

Zverkov I. D., Kryukov A. V., Evtushok G. Yu. Methods for Determinating the Laminar-Turbulent Transition in the Boundary Layer of a Varioform-Sectional Wing. *Siberian Journal of Physics*, 2018, vol. 13, no. 3, p. 34–46. (in Russ.)

DOI 10.25205/2541-9447-2018-13-3-34-46