

УДК 533.6.011

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

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

² Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия
E-mail: kryukov@itam.nsc.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ ОТРЫВА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА КЛАССИЧЕСКОМ И «ВОЛНИСТОМ» КРЫЛЬЯХ С ПОМОЩЬЮ ТЕПЛОВИЗОРА

В данной работе приведены результаты применения тепловизора для проведения визуализации течения на гладком и «волнистом» крыльях на малых числах Рейнольдса. Выявлены особенности методики проведения тепловизионной визуализации. Показано, что по сравнению с классическими видами визуализации тепловизионная позволяет существенно сократить время проведения эксперимента и при этом достаточно точно локализует основные процессы, происходящие на поверхности модели, что делает данный способ весьма привлекательным в качестве оценочного для выбора направления последующих углубленных исследований. Представлены рисунки, иллюстрирующие методику проведения эксперимента и полученные результаты. Проведено сравнение результатов тепловизионной съемки с данными «сажемасляной» визуализации.

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

Введение

В настоящее время широкое распространение получило применение беспилотных летательных аппаратов. Область применения ЛА данного типа достаточно широкая: включает в себя как ВПК, так и различные отрасли народного хозяйства. Как правило, это летательные аппараты с полетным числом Рейнольдса не более 100 000. На рис. 1 приведен график зависимости числа Рейнольдса от массы летательного аппарата [1]. Этот график показывает, что масса аппаратов, летающих при этих числах Рейнольдса весьма невелика, что накладывает определенные ограничения на применение механических систем управления полетом и требует применения новых способов улучшения обтекания.

Характерным явлением в обтекании несущих поверхностей МЛА является наличие

весьма протяженной по хорде зоны ламинарно-турбулентного перехода. Структура пограничного слоя при обтекании профиля на низких числах Рейнольдса выглядит следующим образом. В области с отрицательным градиентом давления (в носовой части крыла) пограничный слой является ламинарным. Ниже по потоку, в области с положительным градиентом давления, происходит отрыв ламинарного пограничного слоя. В оторвавшемся пограничном слое возникает ламинарно-турбулентный переход. Затем происходит присоединение турбулентного пограничного слоя, т. е. возникает локальная область отрыва, которую называют отрывным пузырем. Наличие отрывного пузыря отрицательно влияет на аэродинамические характеристики ЛА: уменьшает критический угол атаки крыла, а также увеличивает лобовое сопротивление и приводит к появлению гистерезиса. Исследова-

* Работа выполнена при финансовой поддержке Президента Российской Федерации (НШ-454.2008.1) и Министерства образования и науки РФ (РНП.2.1.2.541).

нию отрывного пузыря за обратным уступом и на крыле с классической гладкой поверхностью посвящен целый ряд работ российских и зарубежных ученых [2–5]. Исследования проводились в предположении, что течение в пограничном слое крыла и в области отрыва является двумерным.

В последние годы перспективным направлением в исследовании крыльев малогабаритных летательных аппаратов является крыло с волнистой поверхностью [6; 8].

Именно такое крыло рассматривается в данной статье. Поэтому целесообразно ввести такие понятия, как «классическое крыло» и «волнистое крыло». Классическое крыло – это крыло, у которого кривизна поверхности по размаху на два порядка больше, чем кривизна профиля в районе передней кромки, а «волнистое крыло» – это крыло, у которого кривизна поверхности по размаху примерно одного порядка с кривизной профиля в области передней кромки (рис. 2).

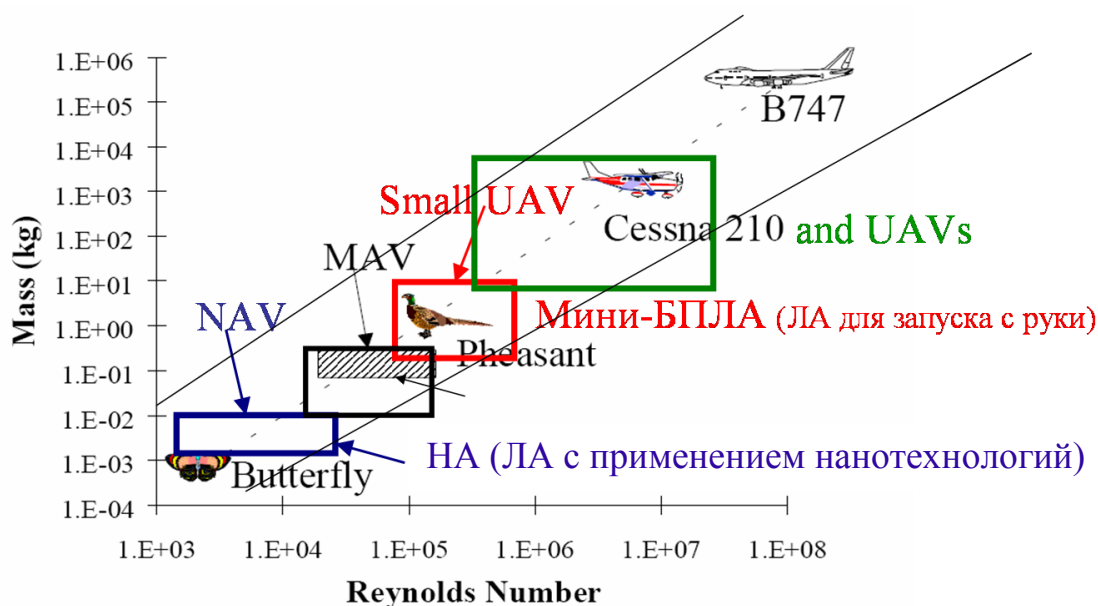


Рис. 1. Область основных параметров Мини-БПЛА и МЛА в ряду существующих ЛА и насекомых

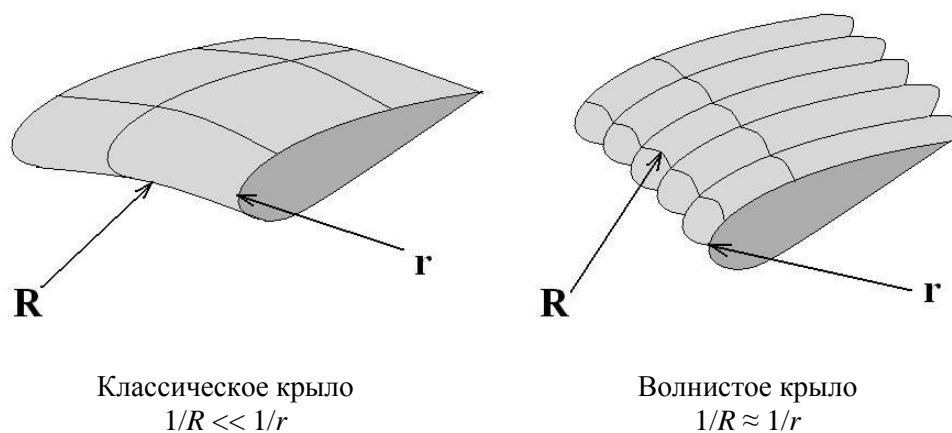


Рис. 2. Соотношение кривизны поверхности по размаху для классического и волнистого крыла

На классическом крыле пограничный слой по всему размаху квазидвумерный, исключая области на концах размаха. Поэтому, проведя измерение в единственном сечении, можно получить представление о структуре течения в пограничном слое. Типичная схема отрыва потока на классическом крыле представлена на рис. 3.

Пограничный слой на волнистом крыле имеет трехмерную структуру с локализованными во впадинах отрывными пузырями, поэтому, прежде чем исследовать характеристики пограничного слоя с помощью точечных методов, таких как термоанемометрический или метод микронасадок для измерения скоростного напора, необходимо получить представление о структуре пограничного слоя в целом.

Такую информацию может дать, например, метод поверхностной сажемасляной визуализации, но он имеет ряд существенных недостатков. Во-первых, большая длительность эксперимента. На одну картину визуализации может уйти от 20 до 60 минут рабочего времени аэродинамической трубы. Во-вторых, ограничение на ориентацию модели в пространстве, что часто не позволяет проводить термоанемометрические измерения совместно с сажемасляной визуализацией в условиях трубы Т-324. По этой причине в данной работе была сделана попытка применения тепловизионной съемки распределения температуры на поверхности крыла для получения визуализационной картины обтекания. Кроме того, в данной работе

производилось исследование течения и сравнение результатов для моделей классического и волнистого крыльев различными методами, в том числе и с помощью термоанемометра.

Модели крыльев и методика исследования

Эксперименты проводились в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики СО РАН. Поперечное сечение рабочей части трубы 1×1 м, поджатие потока 1 : 16 [7]. Для измерения структуры течения в пограничном слое по распределению температуры на поверхности тела была выбрана модель крыла с профилем Z-16-35, хордой 400 мм и удлинением 2. Модель располагалась под углом атаки 0° . Модель была изготовлена из пенопласта и покрыта слоем стеклопластика. Скорость набегающего потока 6 м/с, степень турбулентности 0,04 и 0,64 %. Повышенная степень турбулентности создавалась сеткой с размером ячейки 20×20 мм и диаметром проволоки 1 мм. Сетка устанавливалась на расстоянии 1 м перед моделью. Число Рейнольдса по хорде крыла $1,7 \cdot 10^5$. Модель волнистого крыла имела тот же профиль, что и у классического, но хорда равнялась 200 мм, а удлинение – 3,5. Период волны 25 мм по размаху крыла и высота горба 2 мм. Радиус кривизны горба $R = 35$ мм. Для обеспечения того же числа Рейнольдса, что и на классическом

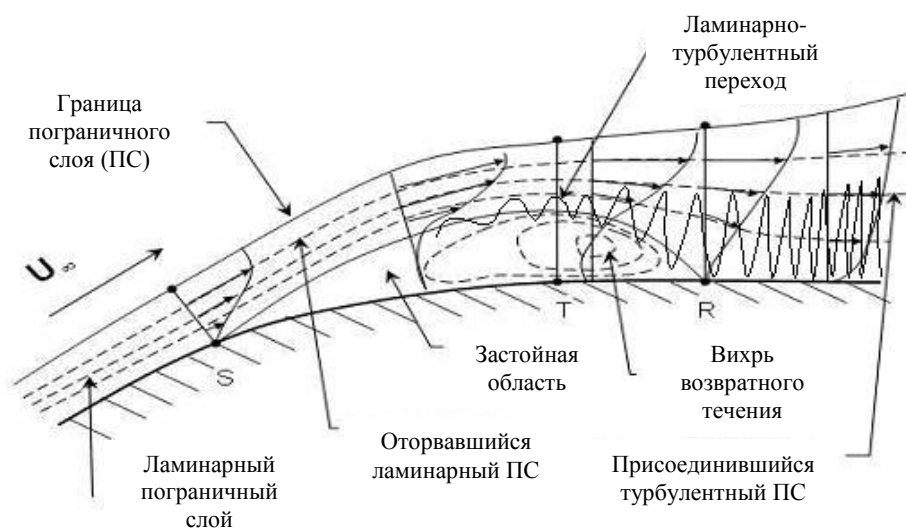


Рис. 3. Структура пограничного слоя на классическом крыле

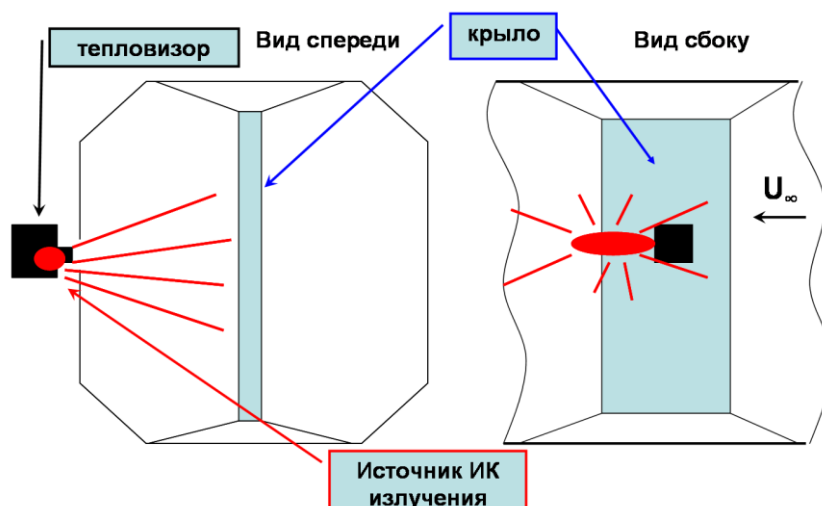


Рис. 4. Схема проведения тепловизионных измерений

крыле, скорость была увеличена до 12 м/с. С волнистым крылом эксперименты проводились только при низкой степени турбулентности. На этих режимах первоначально была проведена сажемасляная визуализация и термоанемометрические измерения в пограничном слое, при этом модель была установлена горизонтально. Затем модель устанавливалась вертикально в рабочей части, и проводились тепловизионные измерения (рис. 4).

Сажемасляная визуализация выполнялась смесью диоксида титана и керосина. Смесью наносилась на модель, и после включения трубы ожидалось полное высыхание смеси при заданных условиях набегающего потока.

Термоанемометрические измерения проводились с помощью одноточечного датчика с диаметром проволоки 5 мк и длиной 2 мм. Перемещения датчика в пограничном слое осуществлялись с помощью координатного устройства, управляемого через персональный компьютер, которое обеспечивало минимальный шаг перемещения 5 мк. Использовался термоанемометр AN 1003 (AA Labs), сигнал которого через PCI 6023 (National Instruments) также записывался в компьютер. Для получения значений средней скорости, пульсаций скорости и спектра пульсаций использовалась процедура, описанная в работе [8].

Для измерения поля температур на поверхности крыла использовалась следующая методика.

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

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

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

Результаты эксперимента

Первоначально была проведена классическая сажемасляная визуализация, по которой была определена структура пограничного слоя (рис. 5).

По результатам визуализации были выбраны области для последующих термоанемометрических и тепловизионных измерений. Профили средней скорости в пограничном слое измерялись в плоскости симметрии крыла от 10 до 50 % по хорде. Область тепловизионных измерений располагалась от 5 до 50 % по хорде и 23 % хорды в обе стороны от оси симметрии крыла.

Термоанемометрические измерения подтвердили, что в данном случае наблюдается классическая картина ламинарно-турбулентного перехода в области отрывного пузыря. После координаты в 15 % вдоль хорды крыла имеет место интенсивное нарастание

толщины вытеснения, что свидетельствует об отрыве потока (рис. 6).

Начиная с 20% по хорде в спектре пульсаций появляется характерный пакет волн конвективной неустойчивости пограничного слоя. Далее следует фаза нелинейного роста возмущений и ламинарно-турбулентный переход, после чего турбулентный пограничный слой вновь присоединяется к поверхности крыла в районе 27% по хорде.

Сопоставляя поле температур с визуализацией и термоанемометрическими измерениями несложно заметить, что наибольшая температура после прекращения нагрева поверхности находится в районе центра отрывного пузыря (рис. 7).

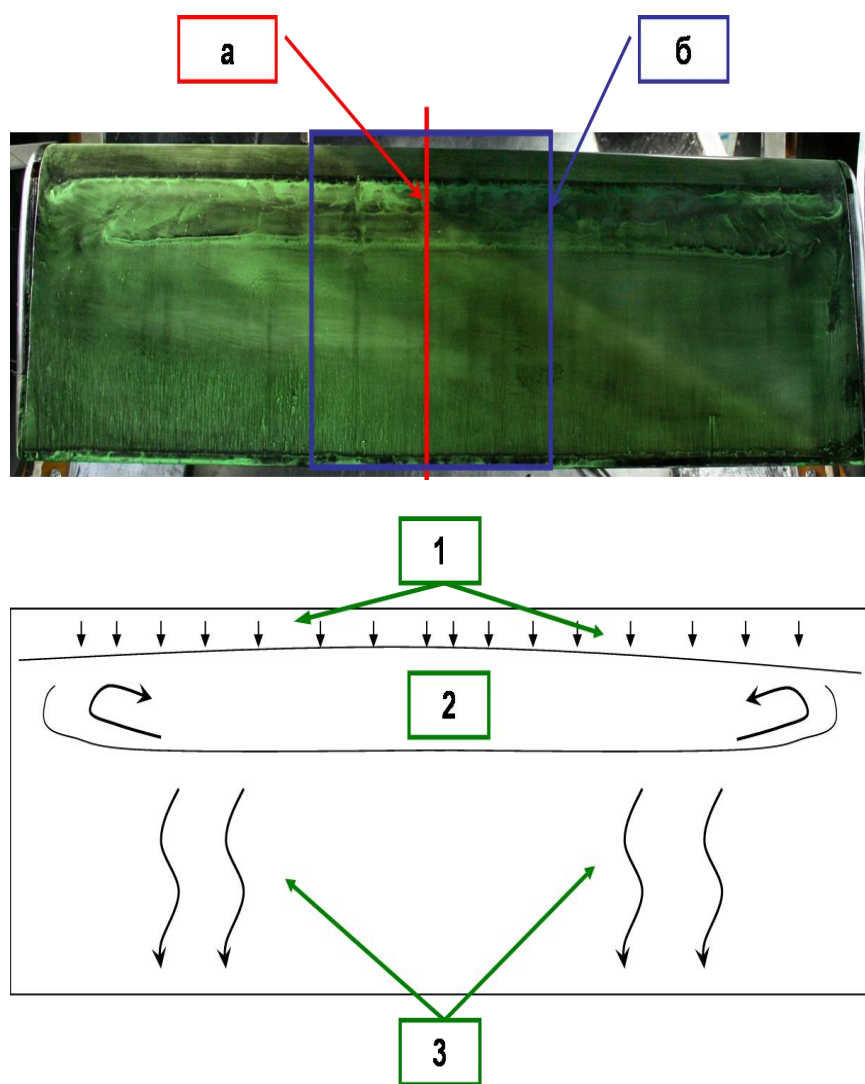


Рис. 5. Сверху – сажемасляная визуализация на поверхности классического крыла и положение областей: термоанемометрические (а) и тепловизионные (б) измерения. Снизу – трактовка сажемасляной визуализации: 1 – ламинарный пограничный слой; 2 – область отрывного пузыря; 3 – турбулентный пограничный слой

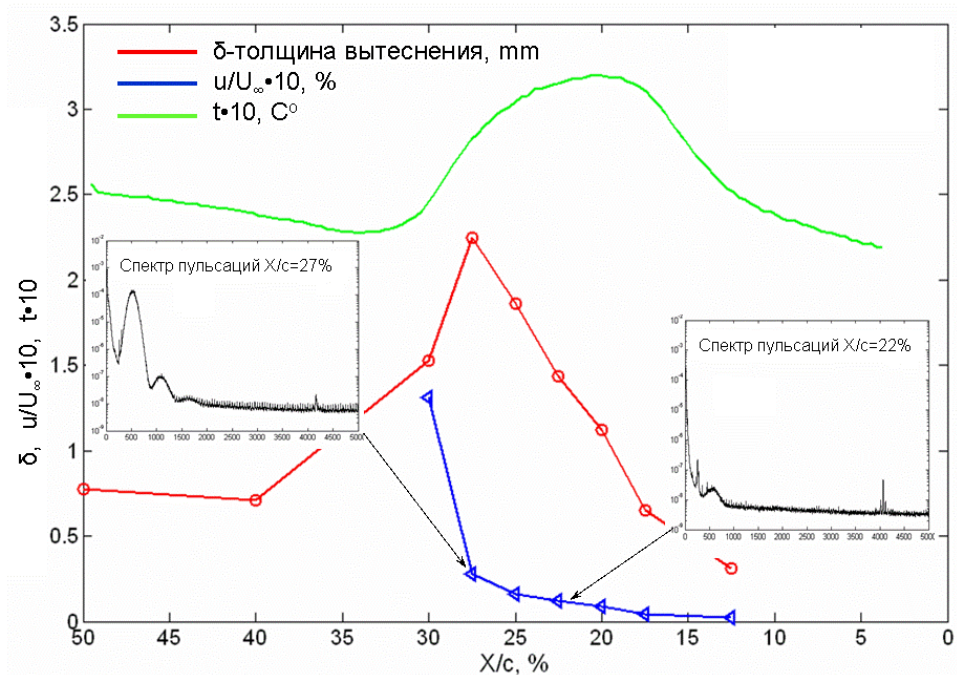


Рис. 6. Изменение параметров пограничного слоя и распределение температуры поверхности вдоль хорды крыла

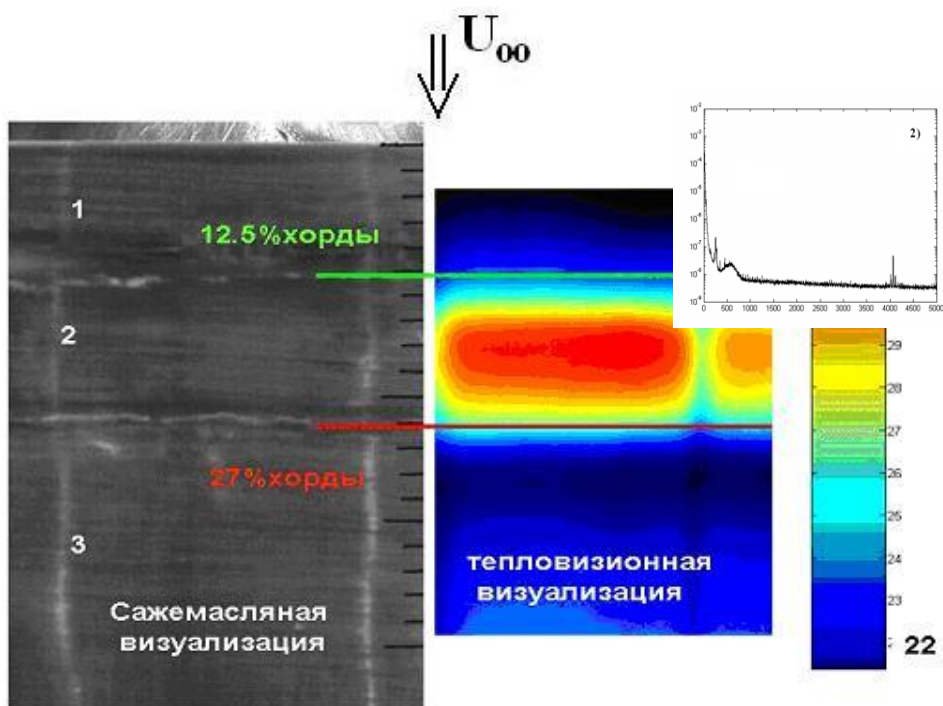


Рис. 7. Сопоставление данных сажемасляной и тепловизионной визуализации: 1 – зона ламинарного течения; 2 – зона отрывного пузыря; 3 – зона турбулентного течения

При визуализации пузыря при условиях повышенной турбулентности набегающего потока на тепловизионной визуализации выделяется масштаб в поперечном направлении, его характерная длина совпадает с шагом сетки (рис. 8).

Это означает, что в данном случае турбулентность потока за сеткой неоднородна. Сажемазная визуализация не позволяет четко выявить такую неоднородность на поверхности крыла, в отли-

чие от тепловизора. Как и сажемазная визуализация, предложенный тепловизионный метод хорошо локализует расположение отрывного пузыря по хорде крыла.

Затем был проведен ряд экспериментов с волнистым крылом. Тепловизионная съемка поверхности модели волнистого крыла показала хорошее соответствие с картиной сажемазной визуализации (рис. 9).

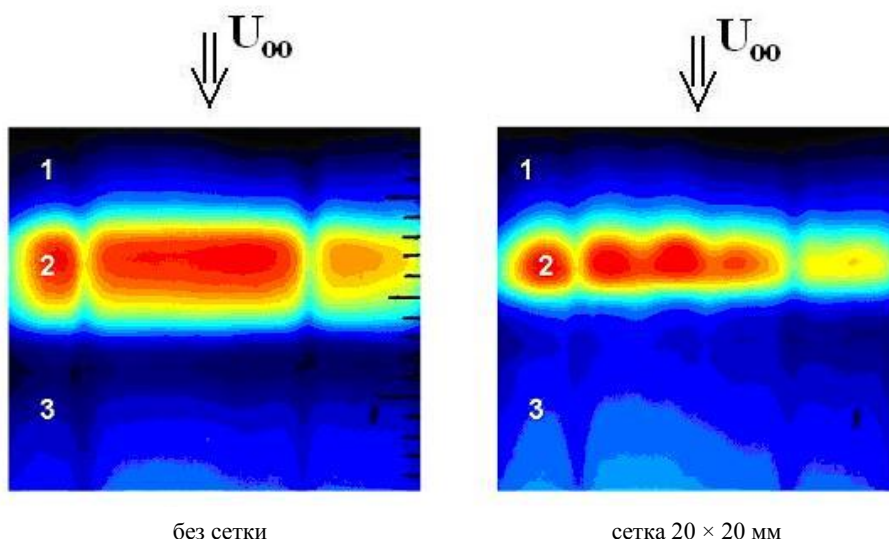


Рис. 8. Сопоставление тепловизионной визуализации при разной степени турбулентности набегающего потока: 1 – зона ламинарного течения; 2 – зона отрывного пузыря; 3 – зона турбулентного течения

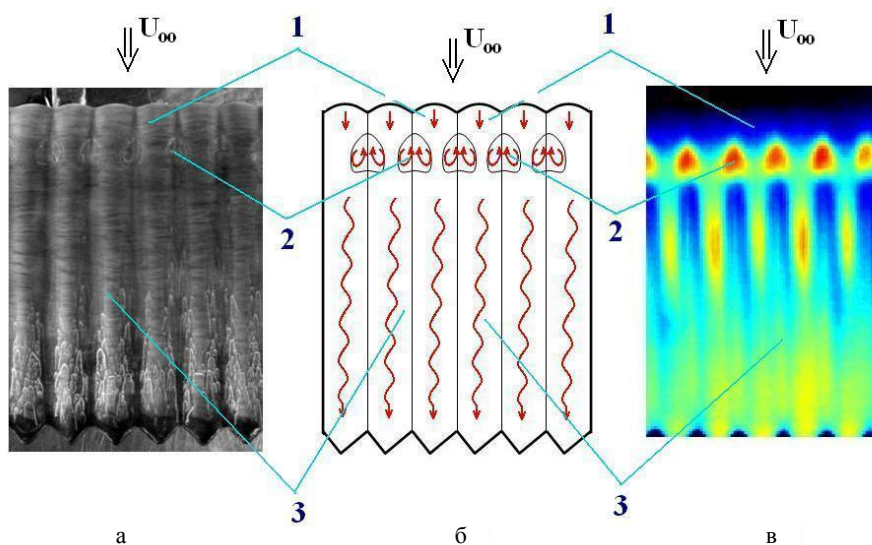


Рис. 9. Сопоставление сажемазной и тепловизионной визуализации на волнистом крыле: а – сажемазная визуализация; б – трактовка сажемазной визуализации; в – тепловизионная визуализация; 1 – зона ламинарного течения; 2 – зона отрывного пузыря; 3 – зона турбулентного течения

Сажемазляная визуализация (рис. 9, а) показывает, что отрывные пузыри локализируются во впадинах между горбами (рис. 9, б). Согласно предыдущим исследованиям [8], за ними вдоль впадины происходит ламинарно-турбулентный переход. На горбе ламинарный пограничный слой сохраняется дальше области отрывных пузырей вниз по потоку. Визуализация с помощью тепловизора хорошо коррелирует с полученными ранее данными (рис. 9, в). В областях, соответствующих отрывным пузырям, наблюдается наибольшая температура, как и в случае классического крыла. В области ламинарно-турбулентного перехода температура поверхности резко снижается, и происходит это только по линии впадин, по линии горбов наблюдается дальнейшее повышение температуры.

Заключение

Проведены эксперименты на модели классического крыла по определению структуры пограничного слоя. Число Рейнольдса по хорде крыла $Re = 1,7 \cdot 10^5$. Степень турбулентности набегающего потока варьировалась от 0,04 до 0,63 %. Был предложен новый метод определения наличия и локализации отрывного пузыря с помощью тепловизионных измерений.

Выполнено сравнение результатов, полученных с помощью тепловизора, с данными, полученными традиционными методами, такими как сажемазляная визуализация и термоанемометрические измерения. Можно сделать вывод о следующих преимуществах тепловизионных измерений:

1) сокращается время проведения эксперимента, поверхность модели не загрязняется визуализационной смесью;

2) для тепловизионной визуализации не важна ориентация модели, таким образом, в условиях трубы Т-324 визуализацию можно проводить совместно с термоанемометрическими измерениями;

3) тепловизионная съемка позволяет выявить трехмерность пограничного слоя на классическом крыле при повы-

шенной степени турбулентности набегающего потока.

Из недостатков можно назвать повышенное требование к однородности материала, из которого изготовлена модель. Кроме того, следует отметить, что тепловизионный метод по большей части является качественным, а не количественным.

Перспективой данной работы является создание алгоритма определения границ области отрыва по результатам тепловизионных измерений и применение данной методики для нахождения областей отрыва на волнистом крыле.

Список литературы

1. Pelletier A., Mueller T. J. Aerodynamic Force / Moment Measurement at Very Low Reynolds // Proceedings of the 46th Annual Conference of the Canadian Aeronautics and Space Institute. Montreal, 3–5 May 1999. P. 59–68.

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

3. Грек Г. Р., Козлов В. В., Чернорай В. Г. Гидродинамическая неустойчивость пограничных слоев и отрывных течений (обзор современного состояния исследований) // Успехи механики. 2006. Т. 1. С. 52–89.

4. Довгаль А. В., Сорокин А. М. Неустойчивость течения в области отрыва ламинарного пограничного слоя к сходу периодических вихрей // Теплофизика и аэромеханика. 2001. Т. 8, № 2. С. 189–197.

5. O'Meara M. M., Mueller T. J. Laminar Separation Bubble Characteristics on an Airfoil at Low Reynolds Number // AIAA Journal. 1987. Vol. 25. No. 8. P. 1033–1041.

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

7. Демин В. С., Морин О. В., Поляков Н. Ф., Щербаков В. А. Измерение

малых возмущений с помощью термоанемометра // Вестн. Сиб. отд-ния АН СССР. 1972. Т. 2, № 8.

8. 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.

Материал поступил в редколлегию 02.06.2010

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

**INVESTIGATION OF BOUNDARY LAYER SEPARATION
ON CLASSICAL AND «WAVY» WINGS BY THERMOVISION**

Flow visualization for classical and “wavy” wings at low Reynolds number was carry out with thermovision camera. Some procedure details for such kind of investigation were specified. It was shown that thermovision as compared to classical flow visualization methods, make it possible to determine quite accurately, the flow features of interest. This makes the method very attractive at preliminary estimation of the flow pattern for its detailed investigation. The experimental setup and thermovision results are presented. A comparison between thermovision and oil-film visualization is conducted.

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