

*Двенадцатая Международная научно-техническая конференция
«Оптические методы исследования потоков»
Москва, 25 — 28 июня 2013 г.*

УДК 533.6.01

А.В. Ивченко, В.А. Клементьев

*Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С.П. Королева
(национальный исследовательский университет), Россия, 443086, Самара, Московское шоссе
34, E-mail: vasiliy.klementiev@mail.ru*

КОМПЛЕКСНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА С РОТОРНЫМ ПРЕДКРЫЛКОМ В ДОЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

Используя метод PIV, исследована физическая картина обтекания модели крыла с роторным предкрылком как при изменении скорости вращения ротора модели, так и угла атаки в дозвуковом потоке. Показана возможность управления отрывом течения газа при малых числах Рейнольдса. Полученные поля скоростей сопоставлены с результатами визуализации течения в следе методом дымящейся проволоочки, а также численного моделирования в программном пакете Solid Works.

ЦИЛИНДР, РОТОР, ПРЕДКРЫЛОК, ПОТОК, АЭРОЗОЛЬ, PIV-МЕТОД, SOLID WORKS

ВВЕДЕНИЕ

Применение роторного предкрылка в условиях реального полета способно оказать существенное влияние на характеристики формируемого на крыле пограничного слоя и улучшить аэродинамическое качество летательного аппарата в целом [1]. Этот способ активного управления пограничным слоем [2] позволяет частично или полностью ликвидировать отрыв потока на сверхкритических углах атаки, а дифференциальное вращение роторных предкрылков на правой и левой консоли крыла самолета может обеспечить управление его креном во время посадки. В частности результаты исследований [3,4] показали на возможность снижения профильного сопротивления толстых симметричных профилей с роторным предкрылком и оптимизации режимов обтекания за счет изменения частоты вращения привода. Последнее замечание открывает возможность замены переставного горизонтального оперения летательного аппарата на неподвижное оперение с роторным предкрылком.

В работах [5] были представлены результаты визуализации картин течения газа относительно симметричных профилей ($\bar{c} \geq 0,2$) с роторным предкрылком, используя методы импульсного лазерного ножа и дымящейся проволоочки [6]. Полученные результаты свидетельствуют о влиянии вращения ротора на циркуляцию газа относительно верхней и нижней поверхности крыла, демонстрируют перестройку течения в следе.

Однако применение толстых отрывных профилей в авиации носит ограниченный характер. Также представляются недостаточными известные исследования применения роторного предкрылка в составе крыльев с несимметричным профилем [1].

Поэтому целью настоящей работы является количественное изучение методом PIV [7] перестройки структуры потока под действием вращения ротора, находящегося в составе симметричных и несимметричных профилей и сравнение его результатов с данными дымовой визуализации и численных расчетов.

ОСНОВНЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

Схема экспериментальной установки представлена на рис. 1. Для выявления структуры потока была использована лазерная система фирмы Dantec Dynamics, в состав которой входят: лазерный излучатель Solo 120XT-15H2 поз.1, зеркальный оптический световод поз. 2 с цилиндрической линзой поз.3, высокоразрешающая цифровая камера Flow Sense-2M поз 9 с объективом Nikon AF MICRO NIKKOR 60 mm 1:2,8 D и компьютер поз.10. Исследования были выполнены на прямооточной аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей Т-4 с рабочей частью 200*200 мм.

Для визуализации течения, поток засеивался светорассеивающими частицами ($\varnothing 2$ мкм) масляного аэрозоля от генератора Flow Tracker 700CE. Подсветка частиц производилась световой полосой лазера PIV-системы шириной 2-5 мм. Для освещения нижней поверхности профиля применялось наклонное зеркало поз.12. Изображения треков частиц фиксировались цифровой камерой Flow Sense-2M.

При проведении эксперимента модель профиля крыла поз.7 с концевыми прозрачными шайбами поз.8 располагалась на выходе сопловой части аэродинамической трубы Т-4 поз.6. С целью уменьшения влияния помех вызванных бликами лазерного излучения, модель была покрыта темной матовой краской. Также были покрашены или заклеены черной бумагой все металлические и светлые элементы стенда. Но полностью устранить блики от боковой аэродинамической шайбы поз.8 не удалось. Поэтому при компьютерной обработке изображения, с целью уменьшения помех, на изображение профиля крыла накладывалась маска с соответствующим профилю контуром.

Скорость потока поддерживалась равной 1,3-7 м/с и контролировалась термоанемометром Testo 405-V1. Обороты вращения ротора модели крыла поз.7 измерялись фототахометром Model:8000 фирмы AZ INSTRUMENT поз.5. С целью стабилизации частоты вращения ротора применялся электропривод с двигателем постоянного тока, подключенный к стабилизированному источнику тока поз.11.

PIV-съемка производилась при энергии импульсов лазерного излучения 30 мДж и частоте следования 8 Гц. Получаемая видеoinформация подвергалась обработке методом кросс - корреляционного анализа [3], что обеспечивало определение полей скоростей, завихренностей и линий тока газа. В эксперименте запись изображений осуществлялась сериями по 20 и 200 кадров в каждой. Анализ отдельных изображений производился при размере окна опроса $W_s=32*32$ pix и их перекрытии 50%. На заключительном этапе исследования информация о мгновенных параметрах потока подвергалась фильтрации и статистической обработке, что позволяло получать данные о среднем и пульсационном течении газа. Полученные картины сопоставлялись с данными дымовой визуализации и результатами расчетов в программном пакете *Solid Works*.

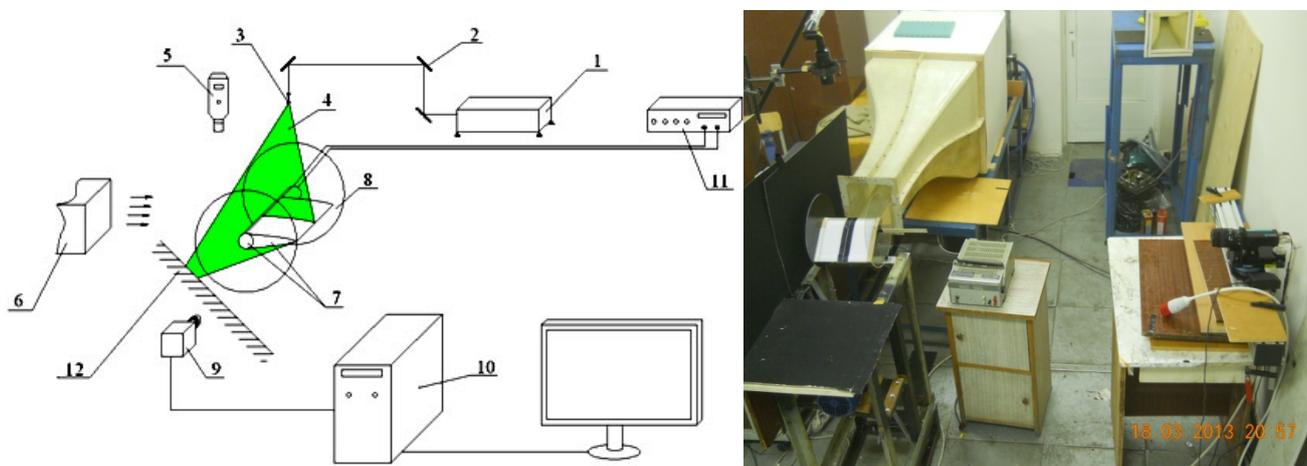


Рис. 1. Схема экспериментальной установки крыла визуализации методом трассирующих частиц (PIV): 1-лазерный излучатель, 2-зеркальный оптический световод, 3-оптическая головка, 4-световая полоса, 5- фототахометр, 6-аэродинамическая труба, 7-профиль крыла, 8-концевые шайбы, 9-цифровая видеокамера, 10-компьютер; 11-блок питания привода роторного предкрылка, 12-зеркало

При исследовании обтекании модели крыла с роторным предкрылком под нулевым углом атаки угловая скорость ротора изменялась в диапазоне от 0 до 8000 об/мин, что соответствует диапазону безразмерных скоростей вращения ротора U :

$$U = \frac{2\pi Rn}{60V_\infty}, \quad (1)$$

где R - радиус цилиндра, м;

V_∞ - скорость набегающего потока, м/с;

n - частота вращения об/мин.

В ходе проведения экспериментов исследовалось обтекание симметричных и несимметричных моделей крыльев. Первоначально отработка комплексной методики производилась на симметричном профиле с цилиндрическими образующими ($R=0,025$ м, $\bar{c} = 0,25$). Ниже приведены картины линий тока над верхней поверхностью этой модели без вращения и с вращением предкрылка. Методика регистрации дымовых картин соответствовала [5]. Здесь на рис 2 б) наблюдается развитие отрыва потока на верхней и нижней поверхности крыла модели, что характерно для толстых профилей с $\bar{c} \geq 0,2$.

На векторных диаграммах поля скоростей полученных PIV-методом (см. рис. 2 в) видно появление вертикальной составляющей скорости, что вызвано засасыванием воздуха в щель между профилем и цилиндром. Вращение ротора на рис 2 а) и в) устраняет отрыв на верхней и нижней поверхности обтекателя. Это обеспечивает снижение профильного сопротивления при $U=0-1$, и $U>4$ [4]. Следует отметить, что измерение давления над верхней поверхностью профиля в области щели, выполненные миниатюрным зондом, зафиксировало местное увеличение статического давления [8].

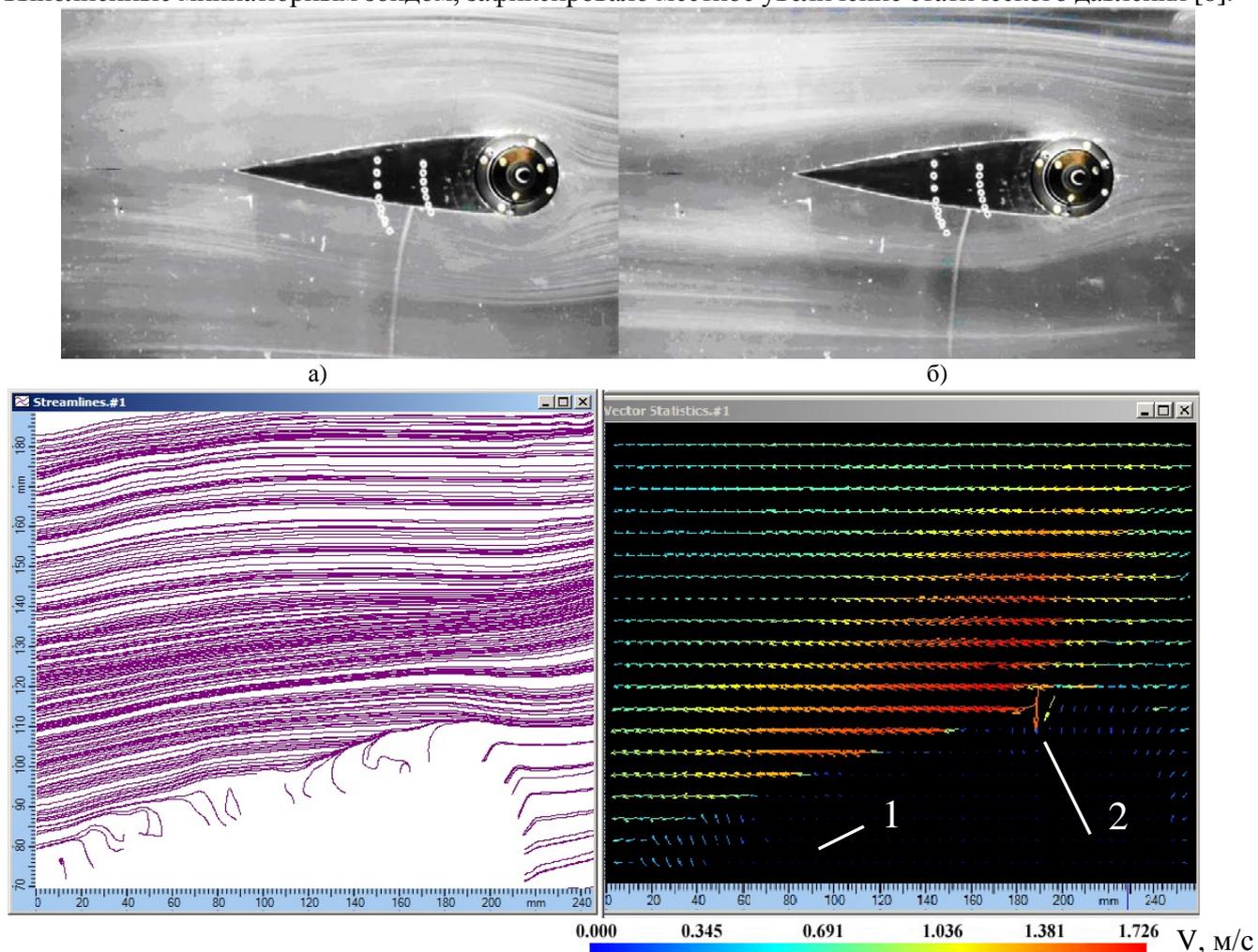


Рисунок 2 – Сравнение структуры потока (дымовые спектры, линии тока и поле скорости) при обтекании симметричного профиля $\bar{c} = 0,25$ при регистрации методом дымящейся проволоочки и PIV: а) и в) - с вращением ротора ($U=4$), б) без вращения ротора ($U=0$). 1-профиль модели; 2- положение щели между ротором и задним обтекателем

Эффект, вызванный всасыванием потока, возможно, связан с нелинейным характером изменения подъёмной силы крыла с роторным предкрылком при малых углах атаки.

На втором этапе, исследования производились с использованием модифицированного несимметричного профиля радиоуправляемой модели мотопланера Vixler-2 (рис. 3, 4). На рисунке 3 изображены исходный и модифицированный профили крыла. Основная часть обводов модифицированного профиля (рис. 3 б) выполнена прямыми линиями, что упрощало технологию его изготовления.

В ходе экспериментов осуществлялось сравнение результатов численного моделирования в пакете Solid Works (см. рис. 4) с физической картиной обтекания модели полученной методом дымящейся нити и PIV.

Расчеты были проведены для скорости набегающего потока 7 м/с. Для решения двумерной задачи о циркуляции газа относительно профиля, установленного на различных углах атаки α при изменении безразмерной скорости вращения U предкрылка, применялась сетка, состоящая из более чем 20 000 ячеек. В расчетах использовалась модель турбулентности k- ϵ .

Расчетные поля скоростей (см. рис. 4 а, в) демонстрируют наличие областей заторможенного потока на верхней и нижней поверхности профиля на нулевом угле атаки и образование глобальной зоны отрыва над верхней поверхностью профиля при $\alpha=10^0$. При этом введение вращения ротора со скоростью $U=1$ обеспечивает практически полную ликвидацию отрыва потока на нижней и верхней поверхности профиля.

Полученные результаты расчета подтверждаются визуализацией течения методом дымящейся проволоочки (рис. 5). На снимках зона отрыва 1, визуализируется областью, где отсутствуют струйки дыма (рис. 5 а, в). При включении ротора на верхней поверхности происходит аналогичное сокращение зоны отрыва и наблюдается перемещение точки отрыва вниз по потоку (рис. 5 б, г).

Количественные результаты, описывающие обтекание несимметричного крыла с роторным предкрылком, были получены при регистрации течения PIV-методом. Согласно рис.6 измерения были выполнены при установке модели на нулевом и закритическом (30^0) углах атаки. Использование дополнительного зеркала поз. 12 (рис. 1) обеспечивало частичную подсветку потока под нижней аэродинамической поверхностью модели. Однако использование дополнительного отражателя порождало проблему многократных отражений световой полосы и приводило к образованию бликов, мешающих работе кросскорреляционного алгоритма. Регистрация изображений с частично прикрытой диафрагмой объектива обеспечивало снижение уровня помех, но полностью не снимает указанную проблему.

Зарегистрированные методом PIV поля скоростей и линии тока показаны на рис. 7 и 8. При $\alpha=0^0$ и $U=0$ (рис.7) скорость потока у поверхности предкрылка не превышала 6-7 м/с. Над верхней аэродинамической поверхностью течение газа ускоряется, достигая 8-9,3 м/с, а прогнозируемое на рис. 4 а) замедление потока реализуется у концевой кромки крыла, где скорость снижается до 4-5,5 м/с.

Запуск роторной системы при $\alpha=0^0$ увеличивало скорость циркуляции газа вокруг

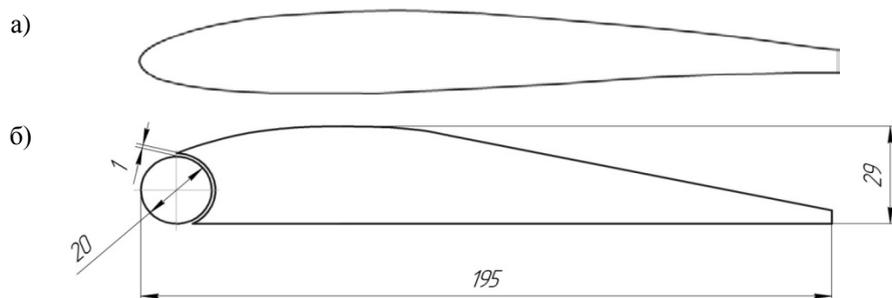


Рис. 3. Исходный а) и модифицированный б) профили крыла беспилотного мотопланера Vixler-2

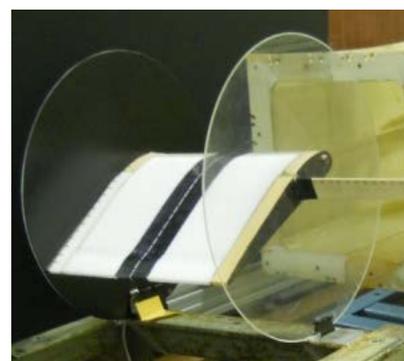


Рис. 4. Вид модели в рабочей части аэродинамической трубы Т-4

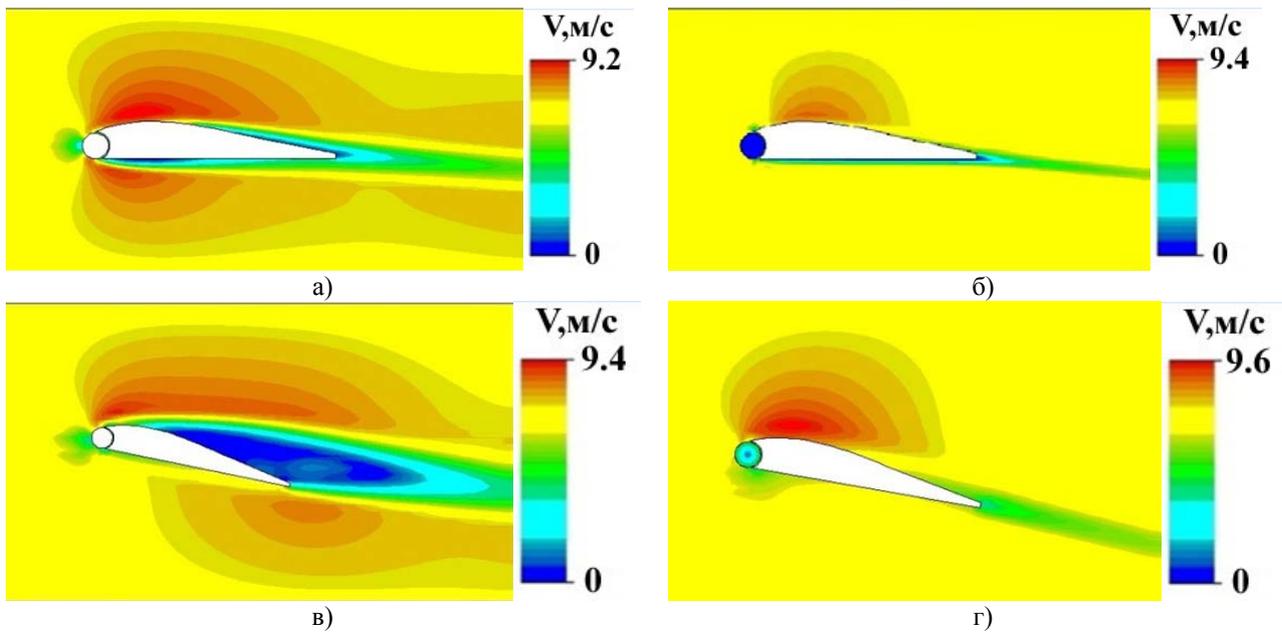


Рис 4 – Результаты расчета полей скоростей при обтекании несимметричного профиля потоком газа с $V_\infty=7$ м/с при различных углах атаки α и относительной скорости вращения ротора U : а) - $U=0$ $\alpha=0^\circ$ б) - $U=1$ $\alpha=0^\circ$ в) - $U=0$ $\alpha=10^\circ$ г) - $U=1$ $\alpha=10^\circ$

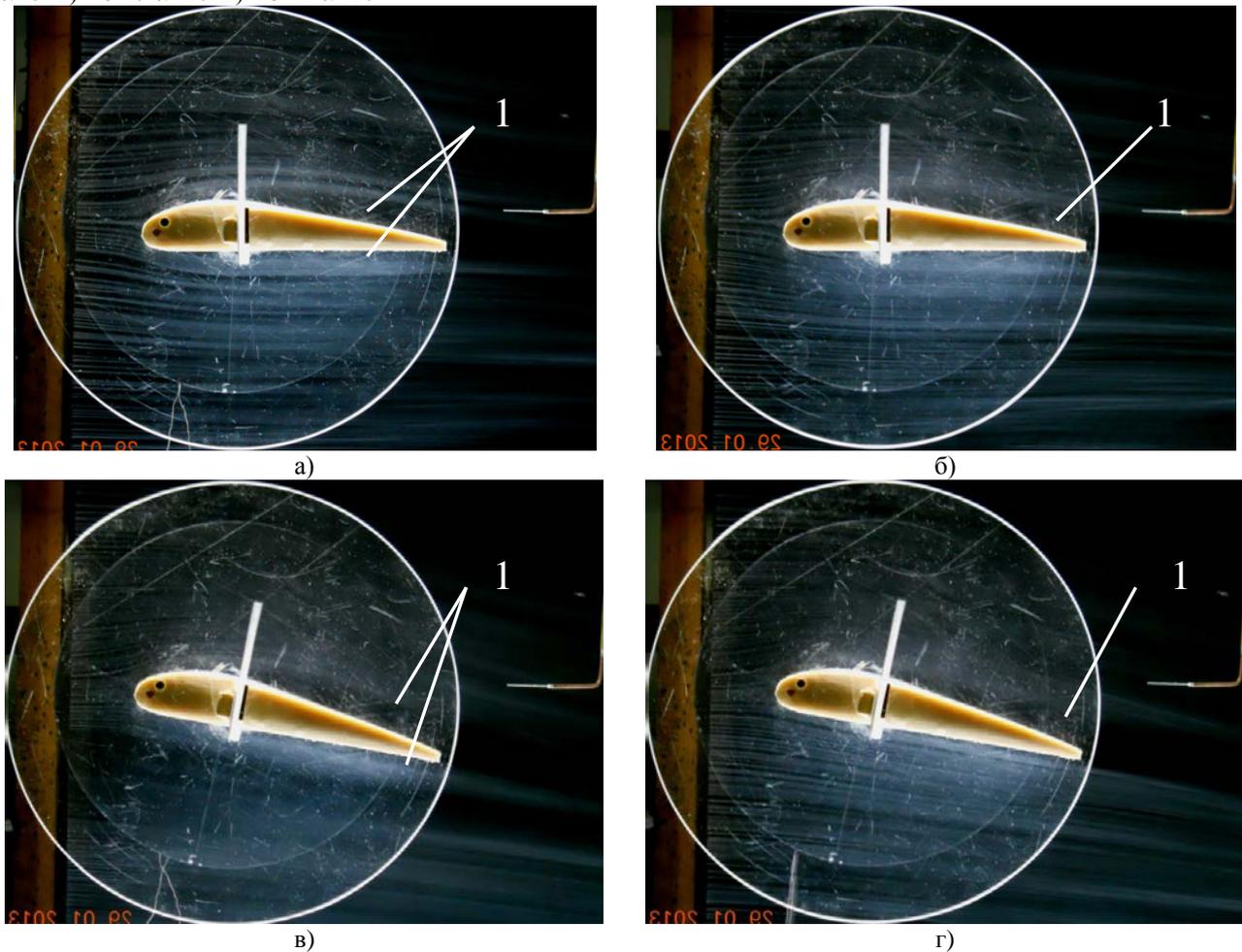


Рис. 5-Визуализация обтекания несимметричного профиля потоком газа с $V_\infty=7$ м/с дымовым методом при различных углах атаки α : и относительной скорости вращения ротора U : а) - $U=1$ $\alpha=0^\circ$ б) - $U=0$ $\alpha=0^\circ$ в) - $U=1$ $\alpha=10^\circ$ г) - $U=0$ $\alpha=10^\circ$ 1- положение зоны отрыва.

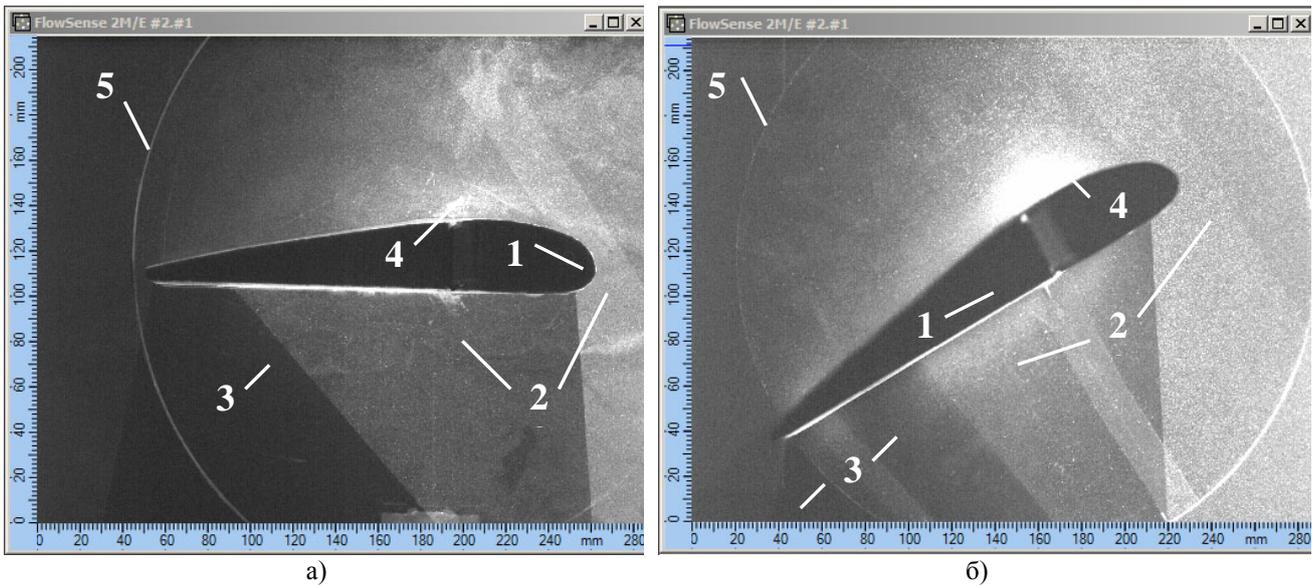


Рис.6-Варианты расположения модели сечения крыла несимметричного профиля в потоке аэрозоля при PIV-съемке: а) - угол атаки $\alpha=0^0$, б) $-\alpha=30^0$: 1-профиль крыла; 2-область засветки, 3-тень, 4-блик, 5-аэродинамическая шайба..

несимметричного профиля, но существенным образом не изменял картину обтекания крыла.

Результат воздействия роторного предкрылка на течение газа при обтекании профиля установленного на закритическом угле атаки представлен на рис. 8 а), б), в). Здесь при $U=0$ над верхней поверхностью профиля образуется обширная зона отрыва (рис. 8 а).

При реверсивном вращении роторного предкрылка (по часовой стрелке) с $U=-1,14$ наблюдается смещение точки торможения потока, а точка отрыва перемещается вниз по потоку и над верхней поверхностью образуется устойчивый вихрь рис.8 б).

При запуске ротора против часовой стрелке ($U=1,16$) отрыв практически устраняется на всей верхней поверхности профиля (см. рис.8 в) Однако из-за демонтажа передней аэродинамической шайбы (с целью снижения оптических помех) возникло перетекание воздуха с нижней части поверхности крыла на верхнюю поверхность. Этим объясняется наличие на хвостике профиля небольшой зоны отрыва потока, визуализированной на рис.8 в).

Таким образом, полученные результаты, подтверждают эффективность применения роторных систем в составе несущих поверхностей летательного аппарата при изменении чисел Рейнольдса $Re=0-88000$. Применение роторного предкрылка позволит улучшить взлётно-посадочные характеристики воздушного судна, что важно при обеспечении безопасности полетов.

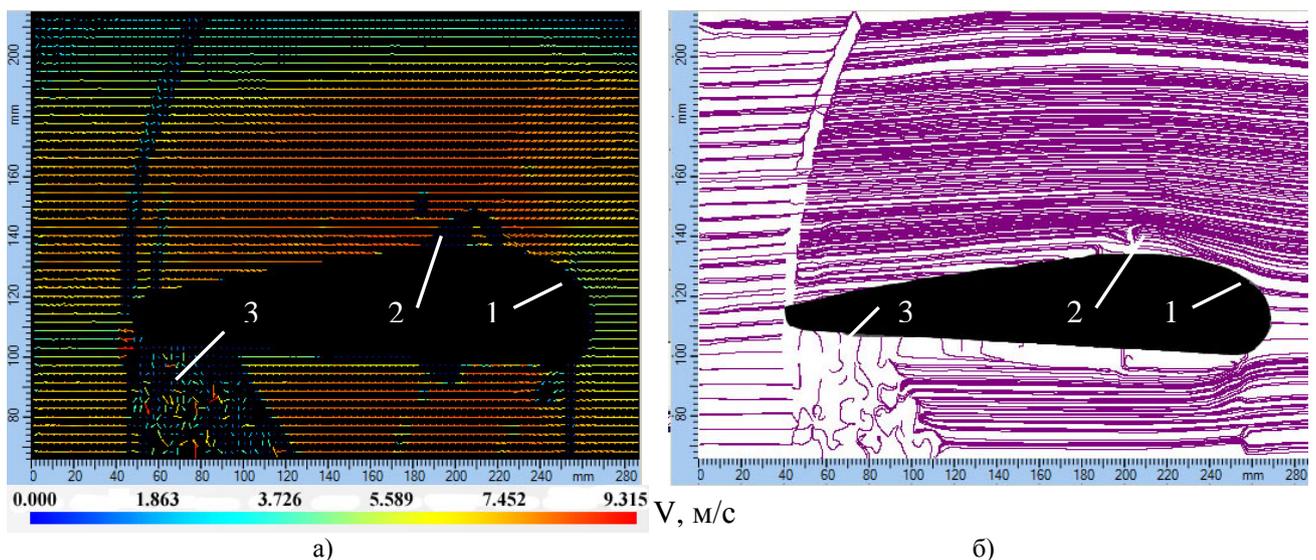
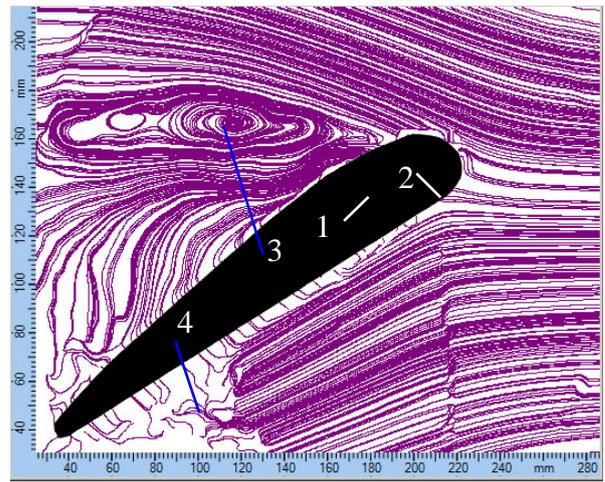
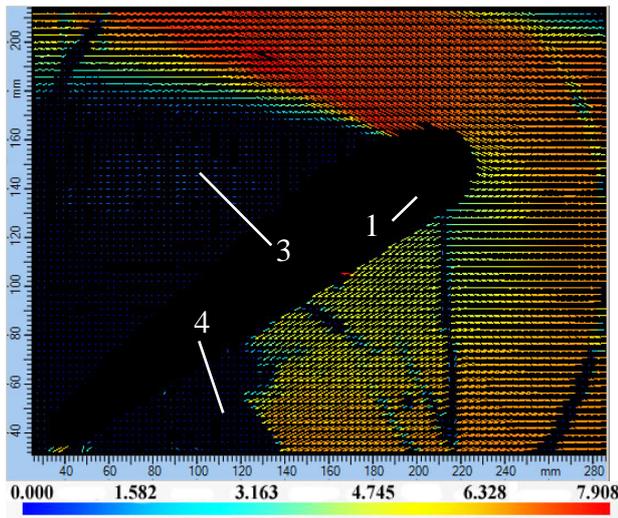
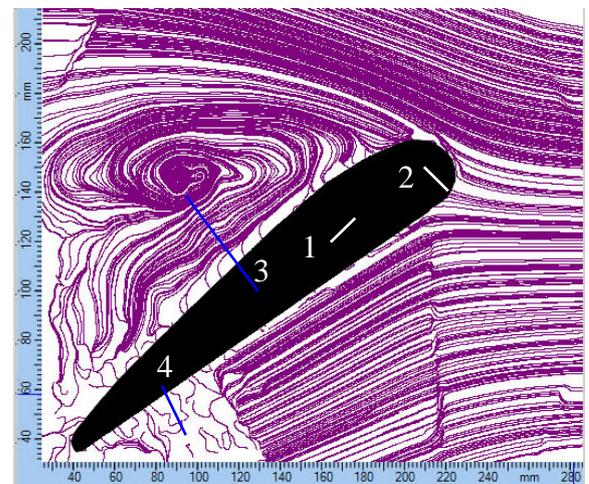
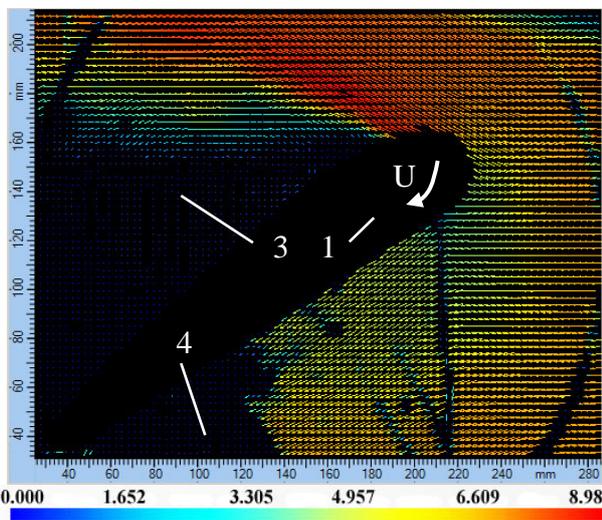


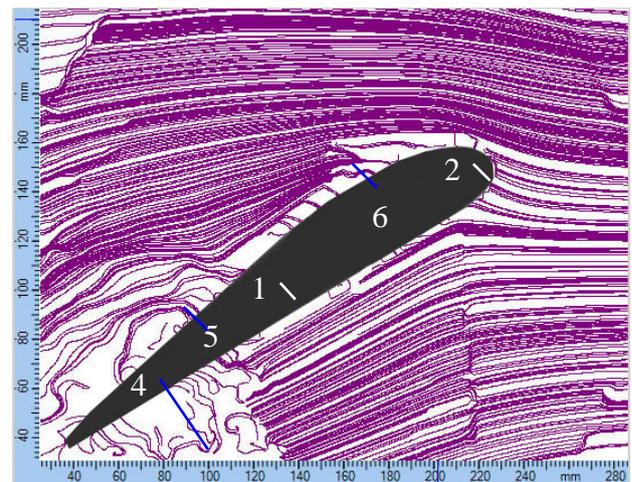
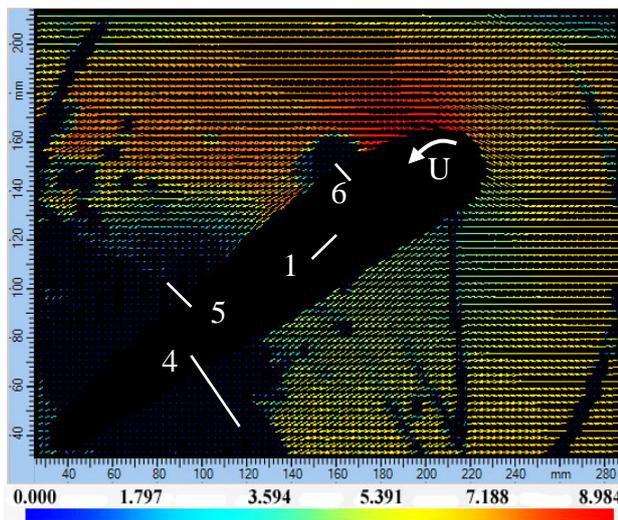
Рис. 7 - Изображение поля скоростей а) линий тока б) при обтекании несимметричного профиля ($V_{\infty} = 7 \text{ м/с}$, $\alpha = 0^0$, $U=0$).1-профиль крыла, 2- положение блика, 3- тень



V, м/с
а)



V, м/с
б)



V, м/с
в)

Рис. 8 - Изображение полей скоростей и линий тока при обтекании несимметричного профиля с роторным предкрылком на закритическом угле атаки $\alpha=30^\circ$ при скорости набегающего потока $V_\infty=7$ м/с: а) - $U=0$; б) - $U=-1,14$ (реверсивное вращение) в) - $U=1,16$. 1-профиль сечения крыла; 2-точка торможения; 3-область глобального отрыва 4-тень; 5-локальный концевой отрыв; 6- положение блика на аэродинамической шайбе.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе проведения работы осуществлена отработка методик PIV-регистрации процессов обтекания аэродинамических профилей с вращающимися элементами. Для несимметричного профиля получено качественное совпадение между результатами PIV-измерений, картинами визуализации дымовых спектров и данных расчетов с использованием пакета Solid Works.

За счет действия роторного предкрылка показана возможность управления отрывом потока как симметричных, так и несимметричных аэродинамических профилей на различных углах атаки. Это открывает путь к проведению летных испытаний разработанной системы в составе беспилотного мотоплана Vixler-2.

БЛАГОДАРНОСТИ

Авторы доклада выражают признательность инженеру Тихонову А.А. за участие в работах по подготовке и проведению экспериментов.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

α - угол атаки, градус;
 V_{∞} - скорость потока, м/с;
 n - частота вращения ротора, об/мин;
 R - радиус ротора, м;
 W_s – размер окна опроса, pix;
 U - безразмерная линейная скорость вращения ротора;
 Re – число Рейнольдса;
 \bar{c} - безразмерная толщина профиля.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Бауэрс П.** Летательные аппараты нетрадиционных схем М.: Мир, 1991. 320 с.
2. **Шлихтинг Г.** Теория пограничного слоя М.: Наука, 1974. 712 с.
3. **Aerodynamic study of airfoil with rotary slat/** V. Frolov, V. Klementiev, E. Kurkin et al // READ 2010 Research and Education in Aircraft Design, June 28-30, 2010 Warsaw Univ. Technical Poland, CD.
4. **Клементьев В.А., Панков Р.С., Тихонов А.А., Фролов В.С.** Экспериментальное исследование профильного сопротивления вращающегося изолированного цилиндра и аэродинамического профиля с роторным предкрылком // Сборник трудов XV Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Ч 1. – Самара: СГАУ, 2011. – С.205-209.
5. **Ивченко А.В., Клементьев В.А.** Визуализация обтекания неподвижного и вращающегося цилиндра, а так же крыла с роторным предкрылком в дозвуковой аэродинамической трубе // Труды XI междун. науч.-техн. конференции «Оптические методы исследования потоков» - М.: Изд. дом МЭИ, 2011. – 6 с.
6. **Бэтилл С. М., Мюллер Дж. Т.** Визуализация области перехода при обтекании профиля крыла с помощью дыма от нагретой проволоки // Ракетная техника и космонавтика 1981. Т. 19., №4 С.81-88.
7. **Raffel M., Willert C., Kompenhans J.** Particle Image Velocimetry: a practical guide – Berlin:Springer, 1998. -253 p.
8. **Аэродинамические исследования крыла с роторным предкрылком /** А.В. Ивченко, В.А. Клементьев, Е.И. Куркин и др.//Материалы симпозиума Самолетостроение России. Проблемы и перспективы – Самара: СГАУ, 2012.-С.203-205.

A.V. Ivchenko, V.A. Klementiev

*Samara State Aerospace University named by S.P. Koroliov (national research university),
Russia 443086, Samara, Moscow shosse 34, E-mail: vasiliy.klementiev@mail.ru*

**THE INTEGRATED GAS CIRCULATION RESEARCH AROUND WING WITH ROTARY-
TYPE SLAT IN A SUBSONIC FLOW**

For subsonic flow by using the PIV method the physical picture of gas circulation around wing model with a rotary-type slat was studied when the variation of rotation speed and the angles attack. At low Reynolds numbers the possibility was shown of separation flow control. The velocity fields recorded by PIV method are compared with the results of flow visualization by smoking wire method as well as numerical simulation in Solid Works software environment.

CYLINDER, ROTOR, SLAT, FLOW, AEROSOLS, PIV METHOD, SOLID WORKS SOFTWARE