



УДК 533.601

А.В. Ивченко, В.А. Клементьев

*Самарский Государственный Аэрокосмический Университет,  
Россия, 443086, Самара, Московское шоссе 34, vasily.klementiev@mail.ru*

## **ВИЗУАЛИЗАЦИЯ ОБТЕКАНИЯ НЕПОДВИЖНОГО И ВРАЩАЮЩЕГОСЯ ЦИЛИНДРА, А ТАКЖЕ КРЫЛА С РОТОРНЫМ ПРЕДКРЫЛКОМ В ДОЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ**

*Визуализация обтекания неподвижного и вращающегося цилиндра, а также крыла с роторным предкрылком была проведена в диапазоне скоростей от 1 до 7 м/с. Применялся модифицированный метод дымящихся проволочек и лазерного ножа. Для подсветки использовался DPSS (KLM-532-300) с внешним управлением модуляции излучения. Проведенные исследования позволили выполнить верификацию результатов моделирования обтекания методами конечных элементов в программных пакетах StarCD и CFX.*

ЦИЛИНДР, РОТОР, ПРЕДКРЫЛОК, ПОТОК, ДЫМ, ЛАЗЕРНАЯ ВИЗУАЛИЗАЦИЯ

### **ВВЕДЕНИЕ**

Управление обтеканием летательного аппарата в процессе полета является актуальной задачей технической аэродинамики и связано с развитием новых методов и средств регулирования характеристик пограничного слоя непосредственно на его несущих поверхностях [1]. С точки зрения энергетического воздействия на пристеночные слои газа эти методы способны обеспечить либо перестройку пограничного слоя за счет перераспределения энергии внешнего потока или его модификации течения путем подвода энергии к обтекаемой поверхности извне [2]. Один из активных методов аэродинамического управления характеристиками пограничного слоя состоит в применении движущихся роторных несущих поверхностей, обеспечивающий восстановление импульса и предотвращение явлений отрыва потока. Применение вращающегося цилиндра в качестве крыла самолёта относится к началу 30-х прошлого века [3]. Известен положительный опыт применения вращающегося цилиндра на передней кромке крыла и закрылков. Так в 1972 году на самолёте OU-10A фирмы Rockwell (США) была установлена система вращающихся цилиндров на передних кромках закрылков, прошедшая успешные лётные испытания [4]. Кроме того, роторные системы в связи с использованием эффекта Магнуса, находят все более широкое применение в энергетике, кораблестроении и в других областях техники [5, 6]. Однако для оптимизации аэродинамического качества роторных систем требуется дальнейшие исследования процессов взаимодействия поверхности внешнего потока с пограничным слоем.

Для изучения физической картины обтекания исследуемых моделей и изучения структуры потока в аэродинамическом следе проводилась визуализация модифицированным методом дымящихся нитей и лазерного «ножа». Необходимость изучения структуры потока в аэродинамическом следе за вращающимся цилиндром и

крылом с роторным предкрылком была вызвана проблемой применения метода импульсов для определения их профильного сопротивления. Известно, что при измерении профильного сопротивления весовым методом ввиду малости  $C_{xар}$  невозможно достигнуть приемлемой точности. Ранее метод импульсов для плохообтекаемых тел метод импульсов был разработан Dimotakis P.E. [7] и применен Lee S.-J и др. [8] для изучения профильного сопротивления цилиндра совершающего вращательные колебания. Однако для корректного применения метода [9] необходима предварительная ориентация оси измерительного зонда вдоль линий тока вне зоны рециркуляции. При этом информацию о движении потока может дать визуализация.

## ОСНОВНЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

Экспериментальные исследования производились в рабочей части дозвуковой аэродинамической трубы Т-1 (СГАУ) при изменении скорости потока от 1 до 7 м/с. Т-1 представляла собой аэродинамическую установку замкнутого типа с открытой рабочей частью восьмиугольного сечения с диаметром вписанного круга 500 мм. Поток воздуха формировался съёмным мотором-вентилятором с «Х» образными лопастями, установленный в диффузоре аэродинамической трубы перед штатным шестилопастным вентилятором. Применение мотора-вентилятора позволило получить поток с низкой степенью турбулентности, что обеспечило высокое качество регистрируемых изображений при использовании метода дымящейся проволоки [10].

В качестве первой аэродинамической модели применялся цилиндр диаметром  $d = 50$  мм и длиной  $l = 90$  мм, который затем стыковался с задним обтекателем, имеющим профиль с цилиндрическими образующими (хорда крыла  $b = 200$  мм). Для получения двумерного потока на торцах модели закреплялись прозрачные аэродинамические шайбы (360×550 мм), обеспечивающие возможность визуального наблюдения и фотографирования. Вращение цилиндра, установленного на подшипники, осуществлялось при помощи двигателя мощностью 50 Вт, частота вращения которого регулировалась при помощи стабилизированного источника постоянного тока MASTECH NY3020.

Кроме этого, исследовалась вторая модель крыла с аналогичным профилем, имеющая хорду  $b = 200$  мм и размах  $l = 205$  мм. Крыло также имело прозрачные аэродинамические шайбы, вращение цилиндра осуществлялось электромотором постоянного тока мощностью 170 Вт.

Обороты роторных предкрылков моделей контролировались цифровым фото-тахометром АКТАКОМ АТТ-6000.

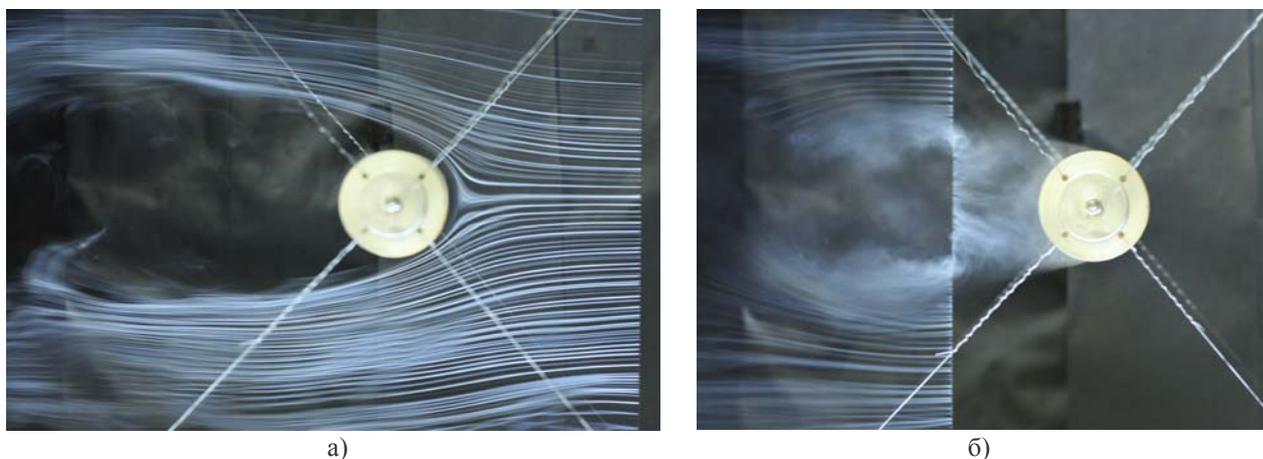


Рис.1. Картина обтекания, неподвижного цилиндра при  $V=1$  м/с в зависимости от положения дымящейся проволочки относительно обтекаемого объекта: а) выше по потоку; б) в следе за цилиндром. Освещение – газоразрядные лампы ЛД40

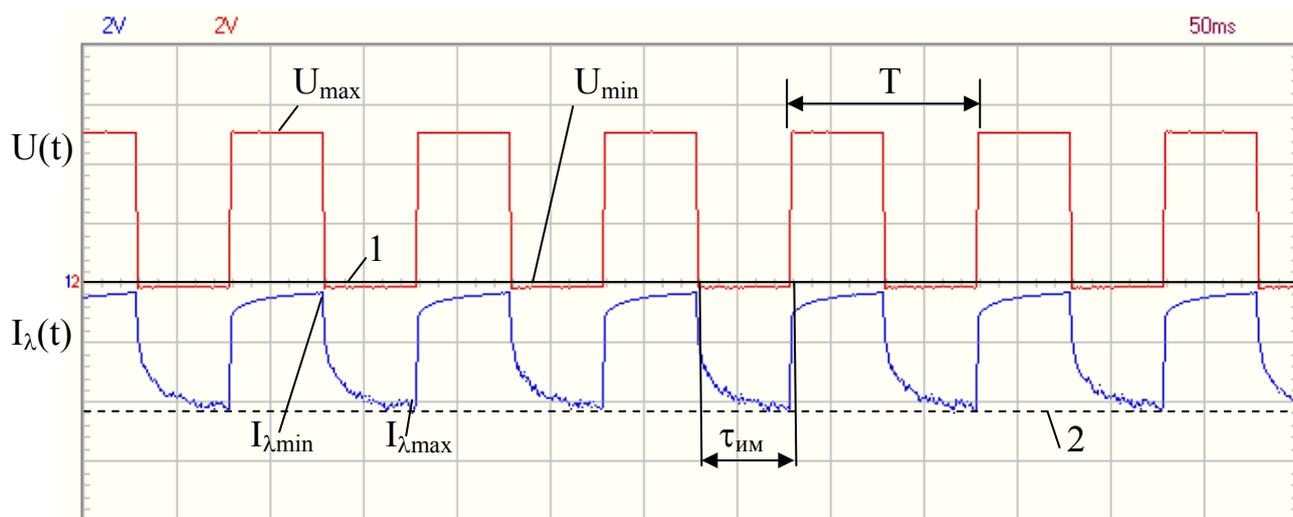


Рис. 2. Осциллограммы управляющих импульсов напряжения  $U(t)$  и модулированной ими мощности излучения лазера  $I_{\lambda}(t)$ : Характерные масштабы  $U(t) - 2$  В/дел.;  $I_{\lambda}(t) - 40$  мВт/дел.;  $t - 50$  мс/дел. 1 – нулевой уровень сигналов; 2 – уровень излучения  $I_{\lambda}(t)$  в режиме непрерывной генерации

Визуализации течения в окрестности аэродинамических моделей и их следа производилась модифицированным методом дымящихся проволочек и лазерного ножа. В данном случае исследуемая модель помещалась за нитью, перед нитью и между двумя нитями. Это позволяло выявить структуру потока в рециркуляционной зоне за телом (рис.1). В качестве нити использовалась нихромовая проволочка диаметром 0,1 мм. Для образования струек дыма нити покрывалась смесью минерального и силиконового масла (в качестве загустителя). При пропускании через нить постоянного электрического тока на поверхности проволоки происходило формирование дымовых струй уносимых набегающим потоком газа.

Для подсветки получаемых дымовых спектров обтекания моделей использовалось два вида источника освещения. Первоначально в экспериментах применялись щелевые источники света на базе газоразрядных ламп ЛД40, используемых для визуализации течений при  $V = 1 - 3$  м/с.

Для получения качественного контрастного изображения при скоростях потока более 4 м/с был использован источник импульсного когерентного излучения на основе DPSS лазера (KLM-532-300) с внешним управлением. В качестве генератора импульсов применялась система PCGU1000 производства фирмы Velleman. Для определения параметров формируемых лазерных импульсов на стадии подготовки эксперимента была выполнена осциллографическая регистрация управляющих импульсов напряжения  $U(t)$  и излучения  $I_{\lambda}(t)$ , испускаемого лазером. Контроль изменения  $U(t)$  и  $I_{\lambda}(t)$  производился при помощи ФЭУ-136 с ослабителем и цифрового двухканального осциллографа PCSU1000. Характерный вид сформированных импульсов излучения представлен на рис. 2.

Согласно рис. 2 модулированное излучение лазера является сглаженным меандром с длительностью фронта  $0,3 - 0,35 \tau_{им}$ . Глубина модуляции излучения зависела от частоты следования импульсов  $f = 1/T$  и для  $f < 100$  Гц составила не менее  $(I_{\lambda max} - I_{\lambda min})/I_{\lambda max} \cong 0,9$ .

В аэродинамической трубе Т-1 излучение, полученное от лазера KLM-532-300 разворачивалось в световую полосу цилиндрической линзой диаметром  $d = 4$  мм и совмещалась с плоскостью расположения нихромовых нитей. При этом толщина световой полосы, на уровне модели не превышала 3 мм.

Экспериментальное исследование обтекания изучаемых тел производилось в три стадии. На первой стадии была выполнена визуализация картин течения газа, возникающих

за моделью неподвижного цилиндра. Это позволяло не только сопоставить получаемые результаты с уже известными данными [11], но и сделать акцент на особенностях течения формирующегося при обтекании моделей с подвижными элементами. На рис. 3 представлены характерные спектры обтекания неподвижного цилиндра при скорости потока 3 и 1 м/с. Съемка производилась при помощи фотоаппарата Canon EOS400D с объективом EF 50f /1.8 II. Подсветка потока осуществлялась непрерывным и импульсным лазерным излучением с мощностью  $I_{\lambda} < 70 - 80$  мВт. Полученная на рис. 3 картина обтекания цилиндра демонстрирует сложную структуру аэродинамического следа, вызванную периодическим сходом вихрей с поверхности модели. В частности, рис. 3б демонстрирует преимущества использования импульсного способа освещения, позволяющего получить картину сворачивания вихревых жгутов дорожки Кармана.

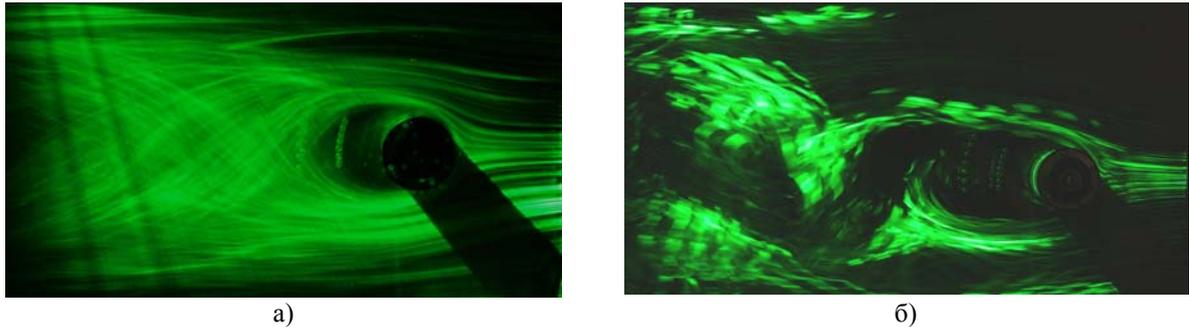


Рис.3. Результаты визуализации обтекания неподвижного цилиндра при различных скоростях набегающего потока режимах лазерного облучения с  $I_{\lambda} \cong 80$  мВт: а)  $V = 3$  м/с, режим непрерывной подсветки генерации; б)  $V = 1$  м/с, режим генерации импульсов с частотой  $f = 50$  Гц

Выполнение второго этапа исследования было связано с регистрацией процессов формирования воздушного потока около вращающегося цилиндра. Здесь эволюция дымовых спектров изучалась в зависимости от скорости набегающего потока и частоты вращения ротора модели. Каждый режим обтекания цилиндра характеризовался своим уровнем относительной скорости, определяемой выражением:

$$\bar{U} = \frac{2\pi \cdot R \cdot n}{60 \cdot V}, \quad (1)$$

где  $R$  – радиус цилиндра, м;  $n$  – частота вращения ротора, об/мин;  $V$  – скорость невозмущенного потока, м/с.

В процессе проведения исследований относительные скорости  $\bar{U}$  изменялись в пределах 1 – 5, что обеспечивало значительное увеличение скорости масс газа в пограничном слое. В качестве примера на рис. 4 приведена картина течения в окрестности вращающегося цилиндра при скорости потока  $V = 6,1$  м/с и частоте вращения  $n = 6802$  об/мин. В данных условиях за моделью отчетливо прослеживается несимметричная рециркуляционная зона.

Заключительная стадия экспериментальных исследований была связана с визуализацией течения формирующегося относительно аэродинамической модели с роторным предкрылком. На рис. 5 дана сравнительная картина обтекания крыла на закритическом угле атаки ( $\alpha = 15^\circ$ ) с неподвижным и вращающимся роторным предкрылком. Отсутствие вращения предкрылка на рис. 5а) приводило к образованию значительной по размеру зоны отрыва. В то время как придание цилиндру вращения обеспечивало получение безотрывного течения на верхней поверхности профиля рис. 5б)

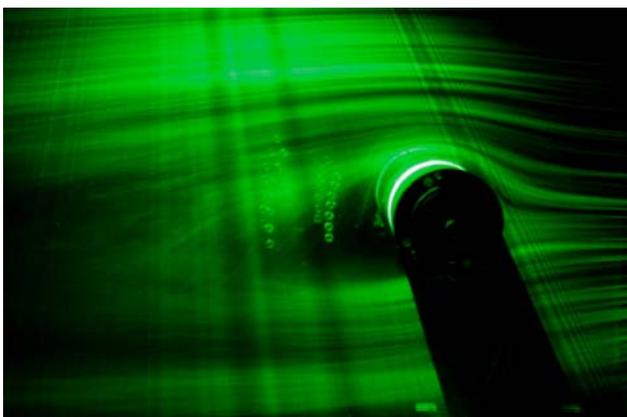
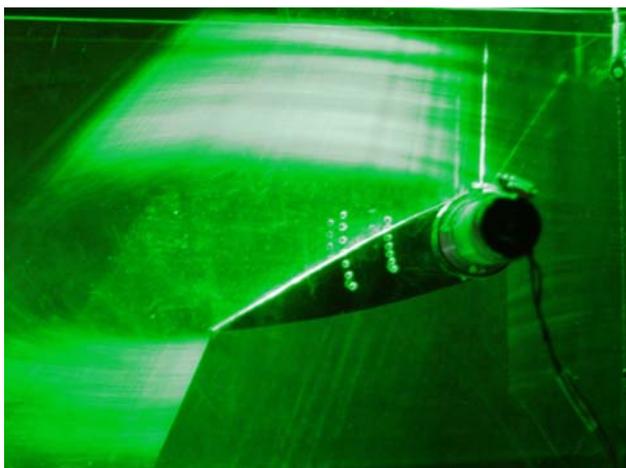
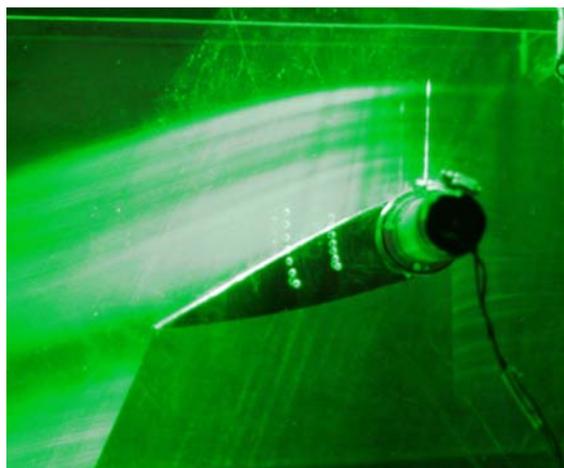


Рис.4. Катрина течения в окрестности вращающегося цилиндра при скорости невозмущенного потока  $V = 6,1$  м/с, частота вращения ротора  $n = 6802$  об/мин ( $\bar{U} \approx 3$ )



а)



б)

Рис.5– Визуализация обтекания крыла с неподвижным  $\bar{U} = 0$  а) и движущимся  $\bar{U} = 3$  б) роторным предкрылком при скорости набегающего потока  $V = 7,1$  м/с и угле атаки  $\alpha = 15^\circ$ . Освещение – луч модулированного излучения DPSS-лазера KLM-532-300 при частоте 50 Гц и скважности -2.

Применение комбинированного освещения моделей крыла с роторным предкрылком когерентным и некогерентным источником света (рис.6) показало наличие рециркуляционной зоны отрывного течения на нижней поверхности крыла, которая была вызвана взаимодействием воздушной струи выбрасываемой через зазор между ротором и обтекателем с набегающим потоком. Представленная на рис.6 визуализация позволила подтвердить результаты математического моделирования, проведенного с использованием программных пакетов StarCD и CFX [12].

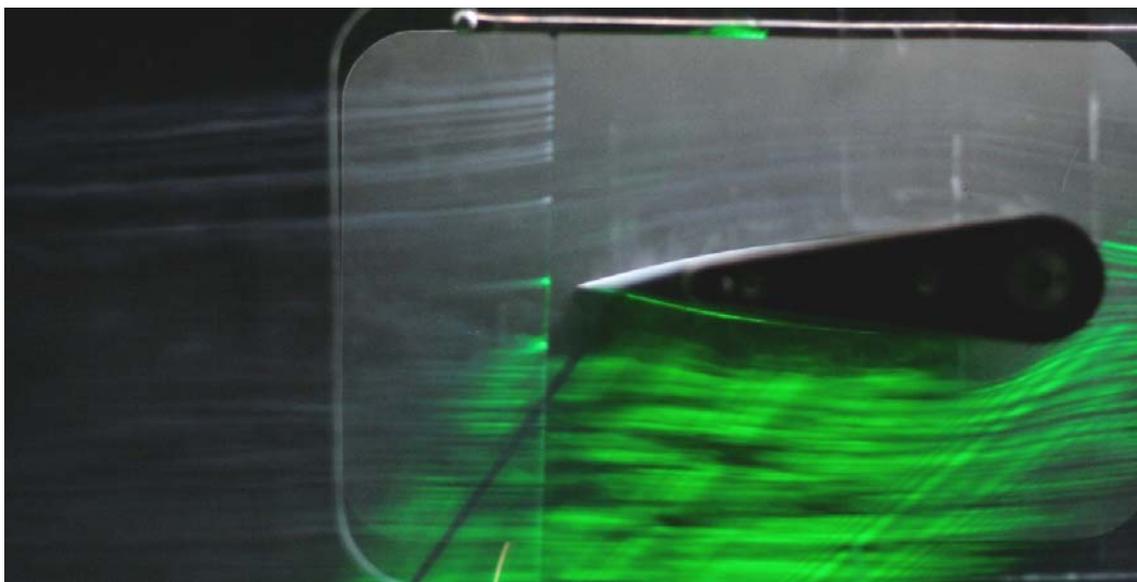


Рис. 6. Визуализация обтекания на нижней поверхности крыла с роторным предкрылком  $V = 7,1$  м/с,  $\bar{U} = 5$ , вращение цилиндра против часовой стрелки. Угол атаки –  $\alpha = 0^\circ$

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенной работы модифицированным методом дымящихся проволочек была выполнена визуализация картин обтекания неподвижного и вращающегося цилиндра, а также крыла с роторным предкрылком. Полученные результаты применительно к задаче обтекания роторного предкрылка позволяют обосновать возможность применения стандартной процедуры метода импульсов, а также проверить результаты численного моделирования. Применение импульсной лазерной подсветки в условиях аэродинамического эксперимента расширяет потенциальные возможности метода дымящихся проволочек и дает возможность получать качественные изображения дымовых треков при скоростях потока  $V \cong 1 - 7$  м/с.

## БЛАГОДАРНОСТИ

Авторы доклада выражают признательность за техническую поддержку инженеру Панкову Р.С.

Работа выполнена при частичной поддержке ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009-2013гг» (проект №П939) и программы развития научного потенциала высшего образования (Пер. № 01200803232).

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя // М.: Наука, 1974. 712 с.
2. Чжен П. Управление отрывом потока // М.: «Мир», 1979. 553 с.
3. Бауэрс П. Летательные аппараты нетрадиционных схем // М.: Мир, 1991. 320 с.
4. Modi V.J. Moving surface boundary layer control for aircraft operation at high incidence / Modi V.J., Sun J.L.G., Akutsu T., Lake P., McMillan K., Swinton P.G., – “AIAA Atmos. Flight Mech. Conf., Danver, Mass., 1980, Collect. Techn Pap.” New York, N.Y., 1980., P. 515–522.
5. Bychkov A.V., Dovgal A.V., Sorokin A.M. Parametric optimization of the Magnus wind turbine // Proceedings of XIV International conference on the methods of aerophysical research Part II – Novosibirsk, 2008, P.69.
6. Скоренко Т. То ли мечта, то ли парус // Популярная механика 2011. №3. С. 80–84.

7. **Dimotakis P.E.** Laser-Doppler velocimetry momentum defect measurement of cable drag at low to moderate Reynolds numbers // NCBC Report, Contract N62583/77-M-R541, 1978.
8. **Lee S.-J, Lee J-Y** Flow structure of wake behind a rotationally oscillating circular cylinder // Journal of Fluids and Structures, 2006. V.22, P.1097–1112.
9. **Прикладная аэродинамика** / под ред. Н.Ф.Краснова М.; «Высшая школа», 1974. 732 с.
10. **Бэтилл С. М. Мюллер Дж. Т.** Визуализация области перехода при обтекании профиля крыла с помощью дыма от нагретой проволоочки // Ракетная техника и космонавтика 1981. Т.19., №4. С. 81–88.
11. **Zdravkovich M.M.** Flow around circular cylinders.Vol.1: Foundations. Oxford, at al. Oxford Univ. Press, 1997. XVII+672p.
12. **Aerodynamic** study of airfoil with rotary slat / Frolov V., Klementiev V., Kurkin E. et al. // READ 2010 Research and Education in Aircraft Design, June 28-30, 2010 Warsaw Univ. Technical Poland, CD-ROM.

A.V. Ivchenko, V.A. Klementiev

*Samara State Aerospace University, Russia,  
443086, Samara, Moskovskoye Shosse 34, vasily.klementiev@mail.ru*

#### **THE FLOW VISUALIZATION AROUND THE IMMOVABLE AND ROTATING CYLINDER AND WING WITH THE ROTOR-TYPE LEADING-EDGE FLAP IN SUBSONIC WIND TUNNEL**

*The flow visualization in vicinity of stationary and rotating cylinder and wing with rotor-type flap were performed for flow velocity range from 1 to 7 mps. The modified method of smoking wire and laser sheet was applied. DPSS-laser (KLM-532-300) with external control of radiation modulation was used for illumination. The executed investigation allowed to implement verification of flow simulation data by finite element method obtained by StarCD and ANSYS CFX-software.*

**CYLINDER, ROTOR, LEADING-EDGE FLAP, FLOW, SMOKE, LASER VISUALIZATION**