

ВИЗУАЛИЗАЦИЯ ОБТЕКАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОФИЛЕЙ С НЕТРАДИЦИОННОЙ МЕХАНИЗАЦИЕЙ

Выполнены эксперименты по визуализации обтекания моделей профилей с нетрадиционной механизацией. Исследовалась модель крыла с вращающимся цилиндром в носке крыла (роторный предкрылок) и модель крыла с парусным закрылком. Внешний вид экспериментальной установки для визуализации обтекания профиля крыла с вращающимся цилиндром представлен на рис. 1. Для создания воздушного потока использовалась аэродинамическая труба Т-1 замкнутого типа с открытой рабочей частью. Для проведения визуализации моделей в аэродинамическом тракте трубы был установлен четырёхлопастной X-образный вентилятор с двигателем постоянного тока, обеспечивающий плавное регулирование скорости набегающего потока в диапазоне от 0 до 7 м/с. Постоянство оборотов поддерживалось стабилизированным источником постоянного тока НУ-3005

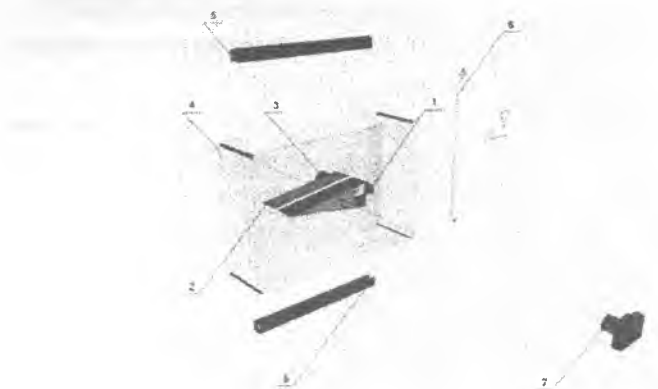


Рис. 1. Принципиальная схема экспериментальной установки для визуализации обтекания модели аэродинамического профиля с ротормым предкрылком

Экспериментальная установка монтировалась в рабочей части аэродинамической трубы на специально изготовленной раме с помощью проволочных растяжек (на рис. 1 не показаны).

Базовыми элементами установки являются две пластины (аэродинамические шайбы) из оргстекла толщиной 6 мм (позиция 4) Между ними крепилась модель вращающегося цилиндра 1 и клиновидный профиль 2. Вал вращающегося цилиндра уста-

навливался на подшипниковых узлах, закрепленных на аэродинамических шайбах. Через гибкую муфту вал соединялся с коллекторным электромотором «ORION» постоянного тока, мощностью 170 Вт (позиция 3). Целевые источники света, мощность 40 Вт показаны на позиции 5. На позиции 6 – дымящая проволочка. Фотосъемка производилась цифровым фотоаппаратом 7. На рис 2 в качестве примера приведены спектры обтекания крыла с клиновидным профилем без вращения (слева) и с вращением (справа) цилиндра. Линейная скорость на поверхности цилиндра в пять раз больше скорости набегающего потока. Без вращения цилиндра на верхней поверхности профиля при угле атаки $\alpha = 25^\circ$ образуется обширная зона отрыва потока.

При вращении цилиндра против часовой стрелки наблюдается безотрывное обтекание на большей части верхней поверхности клиновидного профиля, что приводит к увеличению подъемной силы. Передняя критическая точка смещается вниз по часовой стрелке.

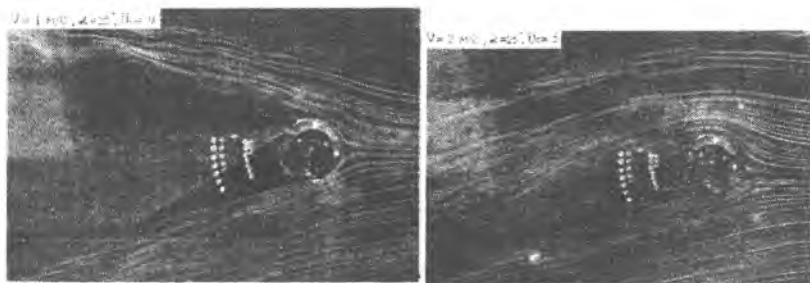


Рис. 2. Обтекание профиля с цилиндром в носовой части

При визуализации обтекания крыла с парусным закрылком наряду с дымовым методом применялся метод лазерного ножа. Результаты визуализации течения по методу лазерного ножа показаны на рис. 3. Для проведения экспериментов по визуализации был разработан стенд, включающий в себя: твердотельный лазер мощностью 300 мВт (длина волны 532 нм –зелёный); оптическую систему развёртки цилиндрического пучка излучения в плоскость; дымогенератор, модель крыла с парусным закрылком, установленном на альфа-механизме. Скорость потока измерялась электронным анемометром ГТЕ-8060.

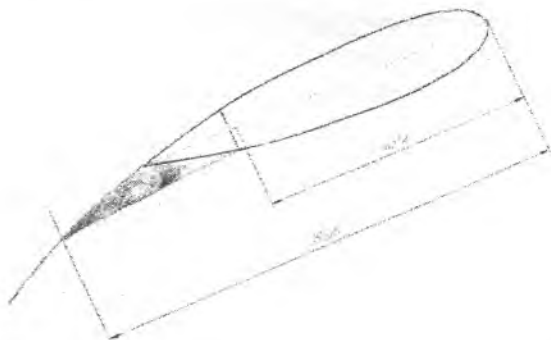


Рис. 3. Визуализация рециркуляционной зоны $\alpha = 25^\circ$, $b_1/b = 0,347$, $V = 1$ м/с

Метод лазерного ножа позволяет визуализировать тонкую вихревую структуру внутри рециркуляционной зоны. Визуализация внутри рециркуляционной зоны осуществлялась путем импульсной подачи дыма из специального дымогенератора с целью предотвращения влияния вдува в исследуемую область (рис. 4).

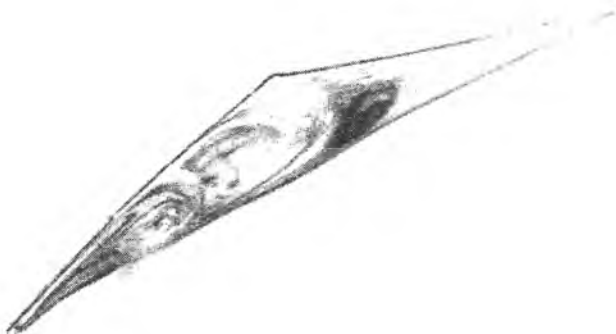


Рис. 4 Структура рециркуляционной зоны (увеличено) $\alpha = 25^\circ$, $b_1/b = 0,347$

Внутри рециркуляционной зоны наблюдаются вихри противоположного вращения, а положение задней точки присоединения потока является нестационарным. Непосредственно за передней точкой отрыва наблюдается клиновидная застойная зона, где практически отсутствует вихревое движение потока.