

погрешность вносимую другими факторами при воспроизведении нагрузок в спектре нагружения. Такое моделирование и осознанный подход к подбору углов установки нагружающих устройств был применен на стенде ресурсных сертификационных испытаний самолета SuperJet-100 в Сибирском научно-исследовательском институте авиации им. С.А.Чаплыгина при создании системы нагружения крыла. Это позволило, не смотря на отклонения сил от нормали и

трение в шарнирах рычажной системы, получить эквивалент в сечениях крыла близкий к 1. Надо сказать, что такая концепция была реализована лишь благодаря созданию современной системы одностороннего сервогидравлического нагружения с «независимым» цифровым управлением и использованием разработанной системы автоматической обработки экспериментальных данных в режиме реального времени.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПОТОКА ВОЗДУХА В ОСЕСИММЕТРИЧНОМ ДИФфуЗОРЕ С ВРАЩАЮЩЕЙСЯ СТЕНКОЙ

© 2012 Куркин Е.И., Ивченко А.В.

Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С.П. Королева, Самара

EXPERIMENTAL STUDY OF AIR FLOW IN AXISYMMETRIC DIFFUSER WITH ROTATING WALL

© 2012 Kurkin E.I., Ivchenko A.V.

Samara State Aerospace University named after S.P. Korolev, Samara

The effect of axisymmetric diffuser wall rotation was experimental studied. Diffuser with an opening angle 30 degrees was investigated by PIV method on Re number 10 000 and the angular velocity from 0 to 3000 rev/min. The study showed that swirling diffuser walls leads to expansion of the air flow at the output, and can be viewed as a method of eliminating the problem of flow separation on the walls of the air diffuser with a large opening angle to increase their effectiveness. Отрыв потока в диффузоре – одна из основных причин снижения его эффективности. Проведенное моделирование пограничного слоя в осесимметричном диффузоре [1] показало возможность устранения отрыва потока путем закрутки диффузора в осевом направлении (рис. 1).

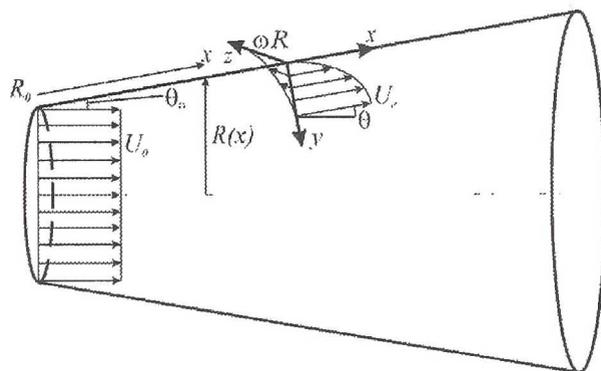


Рис. 1. Схема течения внутри осесимметричного канала

Авторами данного доклада проведено экспериментальное исследование влияния вращения стенки осесимметричного диффузора с углом раскрытия 30° на характеристики течения воздуха на его выходе (рис. 2). Диффузор изготовлен из оргстекла, диаметр входа равен 50 мм, выхода – 150 мм. Вращение диффузора обеспечивается его консольной установкой на два шариковых однорядных подшипника, охватывающих сопло аэродинамической трубы на входе в диффузор. Вращение проводится

асинхронным двигателем АИР 80 В2, мощностью 2,2 кВт, подключенному через преобразователь частоты Hitachi L100, и передается на установку вращения диффузора через клиноременную передачу. Максимальная скорость вращения диффузора, достигнутая в результате эксперимента, составляет 3 000 об/мин.

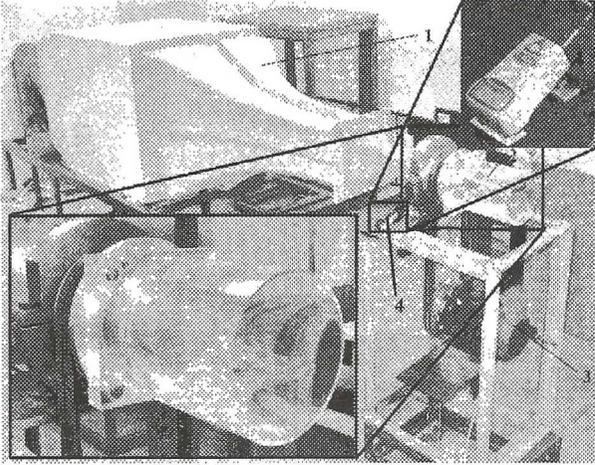


Рис. 2. Внешний вид установки
1- аэродинамическая труба, 2-диффузор, 3- электродвигатель, 4 - тахометр

Изготовление диффузора из прозрачного материала позволяет использовать оптические методы визуализации и измерения. Основным методом исследования является PIV метод измерения скоростей частиц изображения, реализуемый на основе установки фирмы DantecDynamics.

Исследование проведено при числе Рейнольдса $Re = \frac{U_1 d_1}{\nu} = 10000$, где U_1 , d_1 - скорость воздуха и диаметр на входе в диффузор. Визуализация течения, полученная в ходе эксперимента, показана на рис. 3.

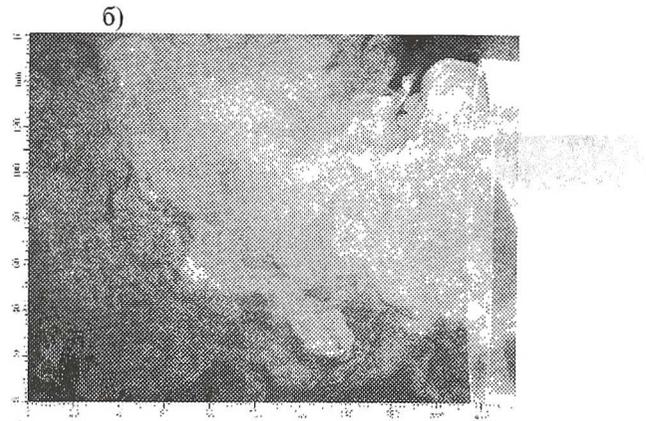
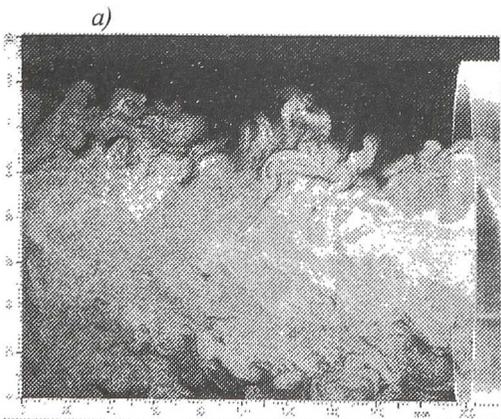


Рис. 3 – Визуализация потока воздуха на выходе из вращающегося диффузора, а) $\omega = 0$, б) $\omega = 2000$ об/мин

На рис. 3 видно, что вращение диффузора приводит к расширению струи воздуха на его выходе.

Среднее поле скоростей, построенное по 200 PIV измерениям для каждого из случаев вращения диффузора также подтверждает сделанный вывод (рис. 4).

Проведенное экспериментальное исследование показало, что закрутка осесимметричного диффузора приводит к расширению потока воздуха на его выходе и может быть рассмотрена как метод устранения проблемы отрыва потока воздуха на стенках диффузоров с большим углом раскрытия для повышения их эффективности.

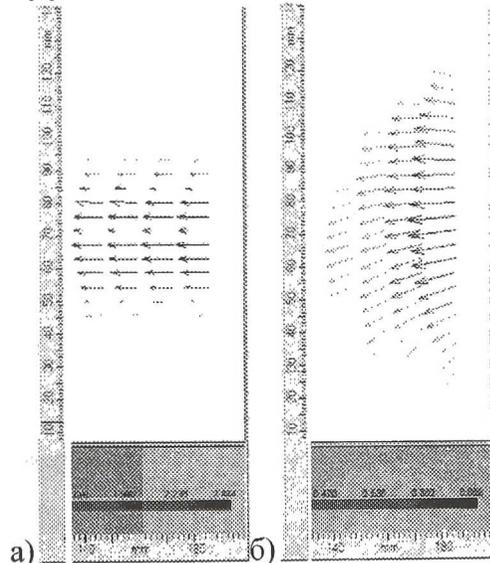


Рис. 4 – Усредненное поле скоростей на выходе из вращающегося диффузора, а) $\omega = 0$, б) $\omega = 2000$ об/мин

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

К ПОИСКУ ОПТИМАЛЬНОЙ КОМПОНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ЗАМКНУТЫМ КРЫЛОМ

© 2012 Лазарев А.Ю.¹, Семенов В.Н.^{1,2}

¹Московский физико-технический институт, г. Жуковский,

²Центральный аэрогидродинамический институт (ФГУП «ЦАГИ»), г. Жуковский.

SEARCHING FOR OPTIMAL CONFIGURATION OF AIRCRAFT WITH ANNULAR WINGS

© 2012 Lazarev A.Y., Semenov V.N.

A variety of aerodynamic theories do not allow to organize the spatial synthesis of the optimal shape of the aircraft on a unified basis. The procedure for the synthesis of shape based on the FEM model, which is conjugate with the optimization and synthesis of constructive structure. The use of closed circuit and the curvilinear axis of the wing, allow to provide new opportunities to adapt the shape of wing, foils and aircraft to the flight regime

Летательный аппарат (ЛА) с замкнутой системой несущих поверхностей представляет одну из наиболее перспективных концепций конструктивно-силовых схем (КСС). Целесообразность ее использования связана с назначением ЛА, его задачами, режимами и условиями использования, потребностью в наличии дополнительных функций [1].

Теоретические работы последних лет показывают перспективность применения замкнутых схем на дозвуковых, сверхзвуковых и гиперзвуковых режимах полета. Однако, основополагающий принцип экспериментальной аэродинамики об «обратимости потоков», согласно которому величина, направление и точка приложения аэродинамических сил не зависят от того, обтекает ли тело потоком воздуха, или же оно движется в неподвижном воздухе, на практике выполняется весьма приближенно. В 1779 году Дюбуа обнаружил парадокс при использовании инвариантной смены системы отсчета: оказалось, что сопротивление пластинки перемещаемой в спокойной воде, и сопротивление неподвижной пластики в канале с

проточной водой отличаются приблизительно на 30%. Этот эффект Н.Е.Жуковский объяснил влиянием стенок аэродинамической трубы. Существует разделение теоретической аэродинамики на дозвуковую и сверхзвуковую, причем проблемы некоторых разделов, например, акустики, решаются отдельно и иными методами. Учет сжимаемости потока, турбулентности, чисел Рейнольдса и Маха влияют на построение соответствующих теорий и методов расчета и к описанию одной и той же среды используются различные подходы. Аэродинамика превращается в искусство выбора методов, объяснения коэффициентов и трактовки результатов даже при расчете классического монопланного крыла.

Получение универсальной теории и единой аэродинамической расчетной модели остается перспективной целью. Разнообразие аэродинамических теорий не позволяет сегодня организовать пространственный синтез оптимального облика ЛА на единой основе.

В случае поиска и синтеза оптимальной компоновки ЛА с замкнутыми несущими поверхностями задача дополнительно усложняется