

УДК 533.6

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ГИСТЕРЕЗИСА ПРИ ОБТЕКАНИИ ИЗОЛИРОВАННОГО КРЫЛЬЕВОГО ПРОФИЛЯ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ AEROLAB EWT

А. Е. Михайлов<sup>1</sup>, Ю. М. Ахметов<sup>2</sup>, Д. А. Ахмедзянов<sup>3</sup>, А. Б. Михайлова<sup>4</sup>

<sup>1</sup> mikhailov.ugatu@gmail.ru, <sup>2</sup> avp37@bk.ru, <sup>3</sup> ada@ugatu.ac.ru, <sup>4</sup> alexandra11112007@yandex.ru

ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

*Поступила в редакцию 17.12.2015*

**Аннотация.** Проведен анализ работ, посвященных изучению аэродинамического гистерезиса при обтекании изолированного крыльевого профиля при различных числах Рейнольдса. Представлено описание аэродинамической трубы Aerolab EWT и используемого оборудования, а также методика проведения экспериментальных исследований. Проведено исследование аэродинамического гистерезиса при различных числах Рейнольдса, проанализировано изменение структуры потока, обтекающего крыльевой профиль при дискретном изменении угла атаки.

**Ключевые слова:** аэродинамический профиль; аэродинамическая труба; отрывное течение; аэродинамический гистерезис.

В настоящее время проявляется значительный интерес к разработке и исследованию характеристик аэродинамических профилей, работающих при низких числах Рейнольдса. Аэродинамика малых скоростей полета играет важную роль при создании новых изделий гражданского и военного назначения, при проектировании воздушных винтов, планёров, ветряных турбин, для лопаточных машин газотурбинных двигателей при пониженных числах Рейнольдса (вне автомодельной области режимов обтекания лопаточных профилей). Исследование обтекания аэродинамических профилей при низких числах Рейнольдса актуально для проектирования пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов, предназначенных для полетов на сверхбольших высотах, а также сверхлегких беспилотных летательных аппаратов, предназначенных для полетов на сверхнизких высотах. Для летательных аппаратов подобного типа требуются эффективные крыльевые профили, работающие в диапазоне чисел Рейнольдса по хорде профиля в диапазоне от 100000 до 1000000.

Множество аэродинамических проблем проявляется при хордовом числе Рейнольдса

ниже 500000 [1, 2]. Эти проблемы связаны с управлением пограничным слоем на крыльевом профиле и сложностями, возникающими при определении характеристик пограничного слоя в аэродинамических трубах и полетных испытаниях. В том, что касается пограничного слоя на аэродинамическом профиле, проблемными областями являются зоны отрыва потока вблизи входной и/или выходной кромки профиля и переход пограничного слоя от ламинарного к турбулентному. Хорошо известно, что отрыв и переход пограничного слоя очень чувствительны к числу Рейнольдса, градиенту давления и возмущению среды. Отрыв и переход играют критическую роль в развитии пограничного слоя, который в свою очередь влияет на интегральные характеристики аэродинамического профиля.

Известно, что с ростом угла атаки области отрывного течения изменяют свои геометрические характеристики, происходит взаимодействие различных областей обтекающего аэродинамический профиль потока. Это взаимодействие происходит с запаздыванием по отношению к изменениям кинематических параметров и по-разному проявляется при увеличении углов атаки (прямой ход, разрушение исходных структур потока) и при их уменьшении (обратный ход, восстановление исходных структур потока), что приводит к зависимости аэродина-

мических коэффициентов от направления изменения угла атаки, т.е. гистерезисному характеру зависимостей аэродинамических сил и моментов от углов атаки. Данное явление принято называть статическим аэродинамическим гистерезисом. Следует отметить, что возможно проявление динамического аэродинамического гистерезиса при наличии колебательного движения аэродинамического профиля [3].

Гистерезис подъемной силы и аэродинамического сопротивления является распространенным явлением для толстых криволинейных аэродинамических профилей, имеющих закругленную входную кромку при числе Рейнольдса менее 500000 [4, 5]. Однако исследования специалистов из ЦАГИ им. Жуковского показывают, что статический аэродинамический гистерезис проявляется при числах Рейнольдса до  $(1-4) \cdot 10^6$ , причем установлено, что в петле гистерезиса может проявляться множество внутренних ветвей [6, 7].

При хордовом числе Рейнольдса незначительно меньшем 300000 (в зависимости от геометрии профиля) пограничный слой на профиле проходит через критическую область. Для некоторых профилей отрыв ламинарного пограничного слоя без обратного присоединения может происходить в результате значительного градиента давления после прохождения пика разрежения. Для других профилей переход пограничного слоя происходит вскоре после отрыва пограничного слоя, что обеспечивает обратное присоединение потока к спинке профиля. При низких числах Рейнольдса и углах атаки отрыв ламинарного потока, как правило, происходит без обратного присоединения. Поведение пограничного слоя при больших углах атаки определяет тип возникающей петли гистерезиса на аэродинамических характеристиках профиля. Если поток вплоть до больших углов атаки по-прежнему находится в оторванном состоянии, то наблюдается низкое значение  $C_{y\max}$ , или петля гистерезиса с направлением против часовой стрелки. Если при умеренных углах атаки образуются отрывные пузырьки, то профиль демонстрирует большое значение  $C_{y\max}$ , и наблюдается петля гистерезиса с направлением по часовой стрелке. Гистерезис является важным явлением, поскольку вызывает существенные различия в величине  $C_{y\max}$  и  $(Y/X)_{\max}$ . Гистерезис также оказывает влияние на восстановление из статического срыва и/или вращательного движения.

Главной целью представленной работы является экспериментальное исследование статического аэродинамического гистерезиса при об-

текании крыльевого профиля в аэродинамической трубе Aerolab EWT.

### ОПИСАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ AEROLAB EWT И ИСПОЛЬЗУЕМОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Для проведения экспериментальных исследований статического гистерезиса при обтекании крыльевого профиля используется аэродинамическая труба Aerolab Educational Wind Tunnel (рис. 1), разработанная и произведенная в США. Aerolab EWT – это дозвуковая аэродинамическая труба с незамкнутым контуром, размеры рабочей области составляют  $30.5 \times 30.5 \times 61$  см. Диапазон скоростей потока в рабочей части аэродинамической трубы составляет от 10 до 65+м/с. Аэродинамическая труба оборудована вентилятором с 9-ю лопатками из упрочненного стекловолокна, максимальная мощность вентилятора 7.5 кВт при частоте вращения 2345 об/мин.



Рис. 1. Внешний вид аэродинамической трубы Aerolab EWT

Проточная часть аэродинамической трубы состоит из сужающейся области, рабочей области с камерой визуализации, диффузора и корпуса вентилятора. Обводы сужающейся области проточной части описываются полиномом 9-го порядка, вид которого является коммерческой собственностью Aerolab. Степень сужения (отношение площади входа к площади выхода) составляет 9.5:1, что обеспечивает высокие характеристики и низкий уровень турбулентности при малых скоростях потока. Аэродинамическая труба оборудована алюминиевой гексагональной сотовой решеткой для выравнивания потока, а также двумя проволочными экранами для снижения уровня интенсивности турбулентности. Сотовая решетка и сетчатые экраны способствуют выравниванию поля параметров на входе в аэродинамическую

трубу, а также разрушению крупных вихрей в воздушном потоке. Рабочая область с камерой визуализации выполнена с уклоном  $6^\circ$  для снижения влияния нарастающего пограничного слоя на стенах аэродинамической трубы.

Аэродинамическая труба Aerolab EWT оборудована специализированной системой позиционирования (рис. 2), включающей в себя: червячную передачу с диском управления, рычажный механизм, датчик угла установки модели (ротационный потенциометр). Система позиционирования обеспечивает изменение угла установки модели в диапазоне  $-20^\circ \dots +20^\circ$ . Система позиционирования крепится к поворотному столу аэродинамической трубы, что позволяет проводить экспериментальные исследования при одновременном изменении угла атаки и угла рыскания.



**Рис. 2.** Система позиционирования аэродинамической трубы Aerolab EWT

Для определения аэродинамических нагрузок, действующих на исследуемую модель, используются стержневые аэродинамические многокомпонентные тензосесы (рис. 3), устанавливаемые в систему позиционирования. Тензосесы обеспечивают определение осевой силы, нормальной силы и момента тангажа.

Аэродинамическая труба Aerolab EWT оснащена гребенкой приемников (рис. 4) полного давления потока в аэродинамическом следе модели. В гребенке использованы 18 приемников полного давления, которые оборудованы датчиками давления, включенными в единую систему сбора и анализа результатов экспериментальных исследований. Гребенка приемников полного давления может быть использована для определения сопротивления аэродинамической модели посредством анализа распределения полного давления в аэродинамическом следе модели.



**Рис. 3.** Внешний вид стержневых тензосесов

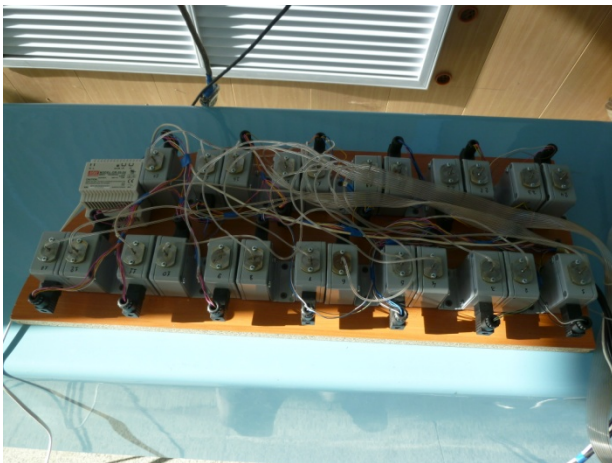


**Рис. 4.** Гребенка приемников полного давления для исследования распределения давлений в аэродинамическом следе модели

Для определения скорости потока воздуха на входе в рабочую область аэродинамической трубы установлено 4 приемника статического давления, которые объединены в единый коллектор для компенсации возможных неравномерностей потока (рис. 5). Приемники статического давления оснащены датчиками давления, интегрированными в единую систему сбора и анализа результатов, рис. 6.



**Рис. 5.** Коллектор приемников статического давления на входе в камеру визуализации



**Рис. 6.** Датчики давления, интегрированные в единую систему сбора и анализа данных

Для визуализации обтекания модели в аэродинамической трубе используется дым-машина Aerolab Smoke Generator (рис. 7). В качестве механизма генерации струи дыма используется атомизация белого минерального масла Kaydol. Дым-машина Aerolab Smoke Generator оснащена дожимным компрессором для формирования требуемого уровня давления в вытеснительной системе подачи масла. Номинальная мощность дым-машины составляет 400 Вт.

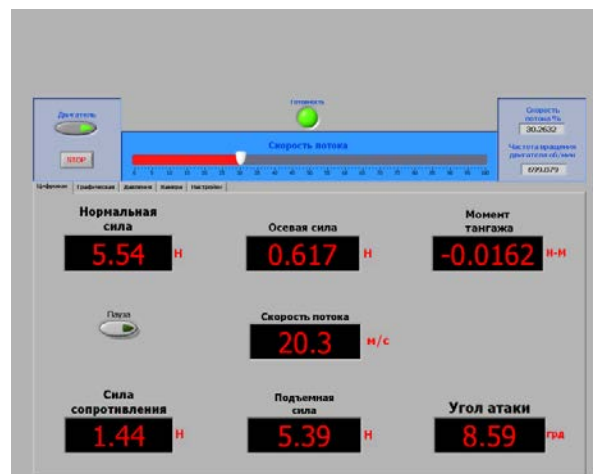


**Рис. 7.** Дым-машина Aerolab Smoke Generator

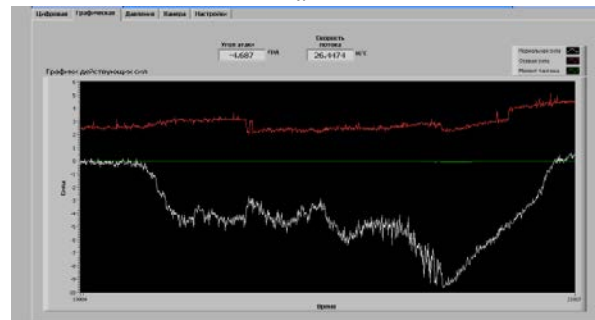
Для создания системы автоматического управления аэродинамической трубой и интегрированной системы сбора и анализа результатов экспериментальных исследований используется рабочая станция National Instruments, с установленным лицензионным программным обеспечением LabView 8.6 (рис. 8 и 9). Для управления вентилятором аэродинамической трубы используется привод с переменной частотой вращения. Управление частотой вращения вентилятора аэродинамической трубы осуществляется в среде LabView.



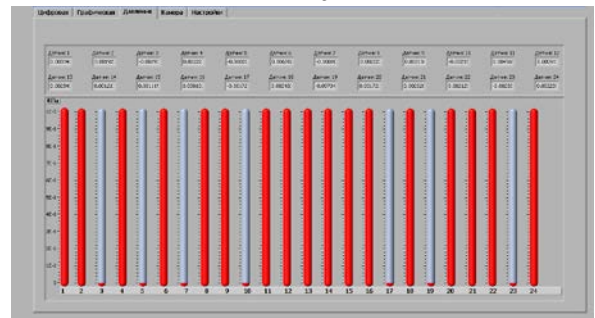
**Рис. 8.** Рабочая станция National Instruments с программным обеспечением LabView 8.6



*a*



*б*

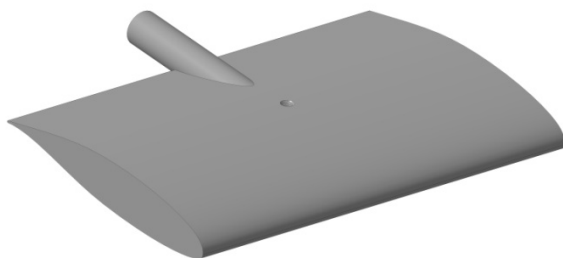
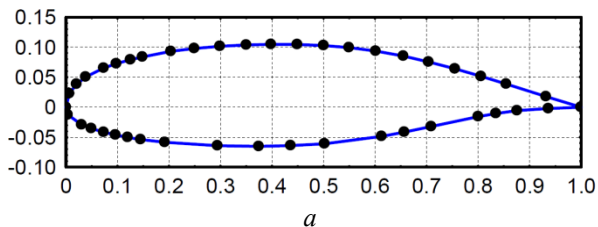


*в*

**Рис. 9.** Интерфейс программы в среде LabView: *a* – основное окно программы; *б* – вывод аэродинамических нагрузок в графическом виде; *в* – визуализация результатов измерения датчиков давления

### МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Объектом экспериментальных исследований является крыльевой аэродинамический профиль NASA GA(W)-1 (NASA LS(1)-0417). Суперкритический профиль был разработан под руководством Р.Т. Уиткомба в NASA Langley Research Center для применения на трансзвуковых и сверхзвуковых летательных аппаратах. Использование суперкритического профиля с изогнутой задней частью приводит к более равномерному распределению давления по хорде профиля, что способствует смещению центра давления к задней части и повышению первого критического числа Маха. Однако, экспериментальные исследования, проведенные в NASA, показали, что более равномерное распределение давления по хорде и сопутствующее снижение пика давления на спинке профиля препятствуют отрыву потока со спинки профиля при малых скоростях потока. Исследования специалистов NASA показывают, что суперкритический профиль NASA GA(W)-1 демонстрирует высокие характеристики при пониженных числах Рейнольдса. Профиль NASA GA(W)-1 (рис. 10 и 11) имеет максимальную относительную толщину 17 % и отличается большим радиусом входной кромки.

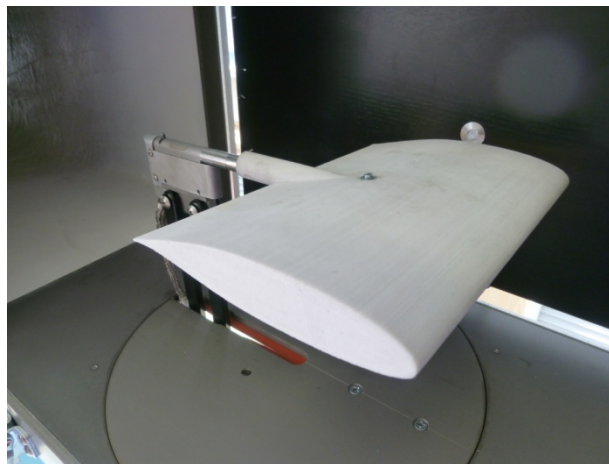


б

**Рис. 10.** Внешний вид исследуемого аэродинамического профиля NASA GA(W)-1: *a* – обводы профиля в поперечном сечении; *б* – 3D-модель профиля

По разработанной 3D-CAD-модели была изготовлена модель крыла в ООО «Российский центр производства макетов и моделей». Модель изготовлена методом порошковой 3D-печати с применением принтера Z Corporation ZPrinter 350. Хорда аэродинамического профиля

составляет 140 мм, длина крыла составляет 210 мм.



**Рис. 11.** 3D-геометрическая модель крыльевого профиля NASA GA(W)-1, установленная на стержневые тензосенсоры

При проведении экспериментальных исследований производится измерение атмосферного давления воздуха на входе в аэродинамическую трубу с помощью anerоидного барометра, влажности воздуха с помощью гигрометра, а также температуры воздуха на входе с помощью цифрового термометра. Определение параметров воздуха при проведении экспериментальных исследований проводится с учетом влажности воздуха согласно представленной ниже методике. Плотность воздуха с учетом влажности определяется следующим образом:

$$\rho_{\text{вл}} = \rho_{\text{расч}} (1 - \Delta\rho), \quad (1)$$

$$\Delta\rho = 0.3785 \cdot \left( \frac{\varphi \cdot P_{\text{н.п.}}}{P_{\text{вл}}} \right), \quad (2)$$

где  $\rho_{\text{расч}}$  – значение плотности воздуха, рассчитанное по давлению фактически влажного воздуха, но с использованием уравнения Менделеева–Клайперона для сухого воздуха;  $\Delta\rho$  – поправка на влажность воздуха к значению плотности, вычисленной по давлению влажного воздуха без учета влажности;  $\varphi$  – относительная влажность воздуха;  $P_{\text{н.п.}}$  – давление насыщения водяного пара при данной температуре;  $P_{\text{вл}}$  – статическое давление влажного воздуха.

Скорость звука в потоке влажного воздуха можно определить с использованием следующих соотношений:

$$a_{\text{вл}} = a_{\text{расч}} \sqrt{\frac{(1 + \Delta k)}{(1 - \Delta\rho)}}, \quad (3)$$

$$a_{\text{расч}} = \sqrt{k_b \frac{\rho_{\text{вл}}}{\rho_{\text{расч}}}}, \quad (4)$$

$$\Delta k = \frac{\frac{k_{\text{п}}}{k_b} - 1}{1 + \frac{c_{\text{гв}} \left( \frac{p_{\text{вл}}}{\varphi \cdot p_{\text{н.п.}}} - 1 \right)}{0.6215 \cdot c_{\text{гп}}}}, \quad (5)$$

где  $a_{\text{расч}}$  – значение скорости звука, рассчитанное по давлению фактически влажного воздуха, но по показателю адиабаты и формуле для сухого воздуха;  $\Delta k$  – поправка на влажность воздуха к значению показателя адиабаты сухого воздуха;  $k_b$  – показатель адиабаты сухого воздуха;  $k_{\text{п}}$  – показатель адиабаты водяного пара;  $c_{\text{гв}}$  – удельная теплоемкость при постоянном объеме сухого воздуха;  $c_{\text{гп}}$  – удельная теплоемкость при постоянном объеме водяного пара.

Коэффициент кинематической вязкости влажного воздуха определяется следующим образом:

$$v_{\text{вл}} = v_{\text{расч}} \frac{\Delta \mu}{(1 - \Delta \rho)}, \quad (6)$$

где  $v_{\text{расч}}$  – значение коэффициента кинематической вязкости, рассчитанное по давлению фактически влажного воздуха, но по коэффициенту динамической вязкости и формуле для сухого воздуха;  $\Delta \mu$  – поправка на влажность к коэффициенту динамической вязкости сухого воздуха.

Поправку на влажность к коэффициенту динамической вязкости сухого воздуха можно вычислить следующим образом:

$$\Delta \mu = \left[ 1 + 0.219 \left( \frac{p_{\text{вл}}}{\varphi \cdot p_{\text{н.п.}}} - 1 \right)^{-1} \left( 1 + 0.888 \left( \frac{\mu_{\text{в}}}{\mu_{\text{п}}} \right)^{\frac{1}{2}} \right)^2 \right]^{-1} + \frac{\mu_{\text{п}}}{\mu_{\text{в}}} \left[ 1 + 0.277 \left( \frac{p_{\text{вл}}}{\varphi \cdot p_{\text{н.п.}}} - 1 \right) \left( 1 + 1.126 \left( \frac{\mu_{\text{п}}}{\mu_{\text{в}}} \right)^{\frac{1}{2}} \right)^2 \right], \quad (7)$$

где  $\mu_{\text{п}}$  – динамическая вязкость водяного пара при соответствующей температуре.

Особенности используемой методики оценки влияния влажности на характеристики рабочей среды в аэродинамической трубе представлены в [8, 9].

В процессе экспериментальных исследований углы атаки задавались поворотным диском аэродинамической трубы и изменялись в диапазоне  $i = -20^\circ \dots +20^\circ$ . Дискретное отклонение модели из одного положения в другое реализо-

вывалось с помощью поворотного диска с шагом  $1^\circ$ .

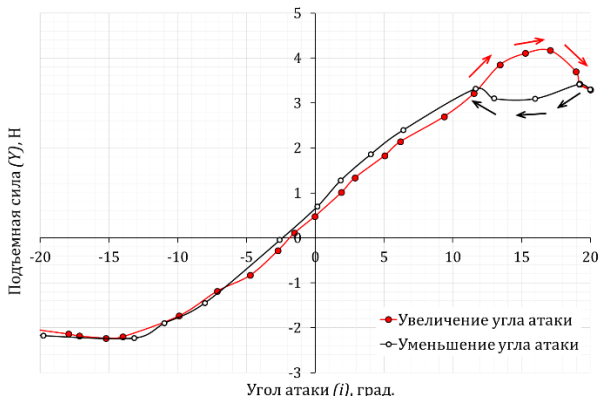
Аэродинамические испытания проводились по следующей методике. Модель крылевого профиля устанавливалась на державке стержневых тензосенсоров и отклонялась на начальный отрицательный угол атаки, соответствующий механическому упору системы позиционирования модели. Затем устанавливалось с помощью программы в среде LabView 8.6 некое значение частоты вращения вентилятора аэродинамической трубы, которое поддерживалось постоянным с помощью программно управляемого привода. При фиксированной частоте вращения вентилятора проводились измерения статических аэродинамических сил и моментов при дискретном отклонении угла атаки вплоть до достижения максимального угла атаки, соответствующего механическому упору системы позиционирования. В каждой серии испытаний определялись те особые значения угла атаки, в окрестностях которых наблюдалось резкое изменение аэродинамических нагрузок, вначале при увеличении угла атаки ( $i > 0$ ), а затем каждый раз без останова потока в аэродинамической трубе – при уменьшении угла атаки ( $i < 0$ ). Такая методика проведения экспериментальных исследований позволяет выявить существование областей гистерезисных зависимостей аэродинамических нагрузок от угла атаки, исследовать участки однозначных зависимостей сил и моментов от режимных параметров эксперимента, а также границ области гистерезиса.

Дополнительно проводится фотографирование картины обтекания крылевого профиля при каждом дискретном изменении угла атаки. Визуализация картины обтекания крылевого профиля с помощью дым-машины позволяет альтернативным методом выявить границы области гистерезиса аэродинамических характеристик посредством анализа структуры потока на спинке профиля. Визуализация с помощью дыма позволяет исследовать изменение и перестроение структуры течения на спинке профиля при каждом дискретном изменении угла атаки.

### РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ГИСТЕРЕЗИСА

В работе представлены результаты экспериментальных исследований аэродинамического гистерезиса при хордовом числе Рейнольдса 160000. На рис. 12 и 13 представлены графики изменения статических аэродинамических сил (подъемная сила, сила аэродинамического со-

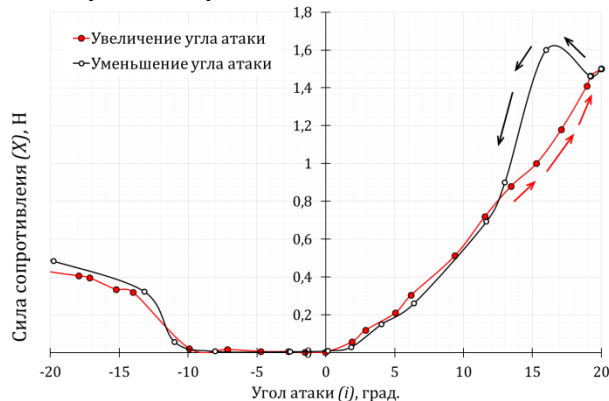
противления), действующих на крыльевой профиль при дискретном изменении угла атаки в диапазоне  $i = -20^\circ \dots +20^\circ$ .



**Рис. 12.** Изменение подъемной силы профиля при дискретном изменении угла атаки

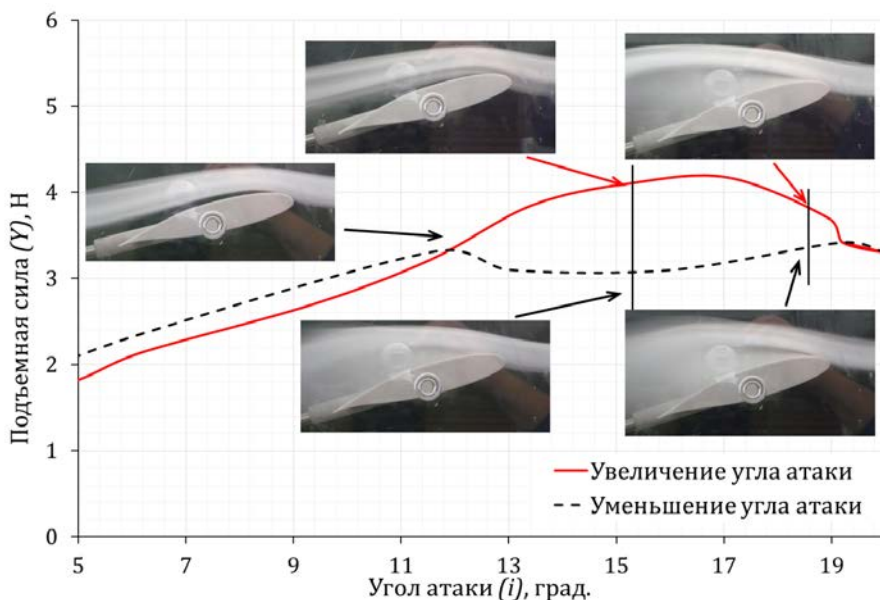
Анализ данных, представленных на рис. 12 и 13, позволяет выявить наличие петли гистерезиса на зависимостях статических аэродинамических сил, действующих на профиль при изменении угла атаки. В петле гистерезиса на зависимости подъемной силы направление движения по направлению часовой стрелки, в петле на зависимости аэродинамического сопротивления – против часовой стрелки.

наличия вязкостных касательных напряжений). При низких значениях угла атаки компонент вязкостного трения преобладает, в то время как компонент сопротивления давления пренебрежимо мал. При больших углах атаки наблюдается обратная картина.



**Рис. 13.** Изменение силы сопротивления профиля при дискретном изменении угла атаки

На рис. 14 представлена петля гистерезиса соответствующим изменением структуры течения при обтекании крыльевого профиля. Сопоставление представленных структур течения указывает на физическую причину возникновения петли гистерезиса на зависимостях аэродинамических характеристик профиля при изме-

















**Рис. 14.** Изменение подъемной силы профиля при дискретном изменении угла атаки в области петли гистерезиса

Следует отметить, что аэродинамическое сопротивление крыльевого профиля складывается из двух основных компонентов: компонента сопротивления от давления (который возникает из кормового и носового дисбаланса распределения давления) и компонента поверхностного трения (который возникает из-за

нении угла атаки, которая заключается в несоответствии структуры течения на прямом и обратном ходе. Для анализа механизма возникновения петли гистерезиса проведен анализ фотографий, которые отражают эволюцию структуры потока вокруг профиля на прямом и обратном ходе.







Таблица

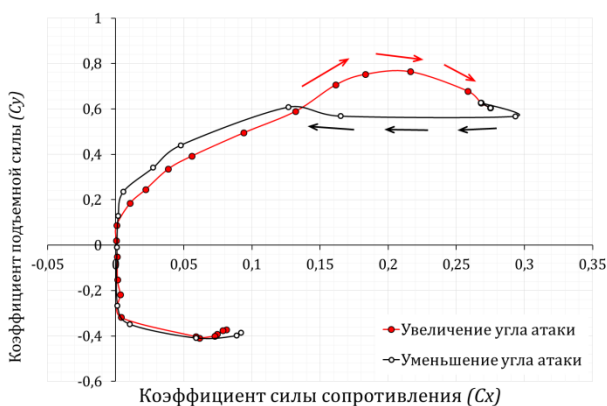
Эволюция структуры течения вокруг крыльевого профиля при прямом и обратном ходе эксперимента

Прямой ход – увеличение угла атаки	Угол атаки, град.	Обратный ход – уменьшение угла атаки
1	2	3
	2	
	5	
	8	
	10	
	11	
	12	
	14	



Окончание таблицы

1	2	3
	16	
	18	
	19	



**Рис. 15.** Изменение силы сопротивления профиля при дискретном изменении угла атаки

На рис. 15 представлена поляра исследуемого крыла с выявленной петлей гистерезиса в рассматриваемом диапазоне углов атаки.

В таблице представлена эволюция структуры течения вблизи спинки крыльцевого профиля NASA GA(W)-1 при дискретном изменении угла атаки на прямом и обратном ходе. Полученные результаты позволяют выявить несоответствие структуры течения внутри петли гистерезиса, которая была зарегистрирована с помощью многокомпонентных тензодатчиков.

Это подтверждает результаты измерений аэродинамических нагрузок на крыльцевой профиль.

На основе оригинальных идей, предложенных Horton [10], Russell [11] разработана теоретическая модель, которая характеризует образование отрывных пузырьков на аэродинамических профилях при низких числах Рейнольдса, которая схематично показана на рис. 16. Russell [11] предположил, что начальная точка плато давления отражает точку отрыва ламинарного пограничного слоя от верхней части аэродинамического профиля. Так как трансформация оторванного ламинарного пограничного слоя в турбулентный приведет к резкому росту давления, вызванному увлечением среды, точку окончания плато давления можно использовать в качестве точки трансформации пограничного слоя (т.е. там, где произошел переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный пограничный слой).

Рост давления, обусловленный турбулентным переходом, всегда превосходит значение невязкого давления в точке присоединения пограничного слоя. Таким образом, точка равенства реально замеренного и невязкого поверхностного давления обозначает точку присоеди-

нения оторванного пограничного слоя. Следует добавить, что повторное присоединение оторванного пограничного слоя определяет гистерезис аэродинамических характеристик.

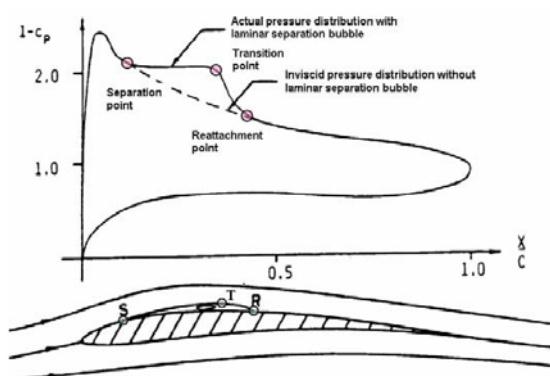


Рис. 16. Изменение силы сопротивления профиля при дискретном изменении угла атаки

Согласно работе Russell [11], расположение критических точек на профиле (отрыв, трансформация и присоединение пограничного слоя) при изменении угла атаки может быть найдено на основе измеренных распределений давления по профилю. Таким образом, для более детального исследования механизмов, отвечающих за возникновение петли гистерезиса, требуется определение эпюр распределения давления по профилю при различных углах атаки либо использование современных методов трассерной визуализации для определения векторного поля скоростей при обтекании профиля.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлены результаты исследования статического аэродинамического гистерезиса при обтекании крыльевого профиля NASA GA(W)-1.

Представлено описание аэродинамической трубы Aerolab Educational Wind Tunnel, установленной на кафедре авиационных двигателей УГАТУ. Также в работе представлена методика проведения экспериментальных исследований на аэродинамической трубе и используемое дополнительное оборудование.

Проведенные экспериментальные исследования с применением аэродинамических многокомпонентных стержневых тензочувствителей позволяют выявить петлю гистерезиса в протекании аэродинамических характеристик крыльевого профиля в срывной области рабочих режимов. Использование дым-машин для визуализации картины течения при обтекании профиля позволяет исследо-

вать эволюцию структуры течения вблизи спинки профиля. Результаты анализа картин течения подтверждают наличие гистерезисных характеристик крыльевого профиля. Обобщение теоретических и экспериментальных исследований гистерезиса при обтекании крыльевых профилей позволяет заключить, что гистерезис аэродинамических характеристик является фундаментальным свойством вязкой среды. Гистерезис аэродинамических характеристик связан с изменением характеристик пограничного слоя на спинке профиля и зависит от временной истории изменения режимных параметров.

Полученные в работе результаты обладают научной ценностью и практической значимостью при аэродинамическом проектировании летательных аппаратов. Однако вместе с тем полученные результаты могут быть применены при исследовании срывных характеристик лопаточных машин, поскольку протекающие процессы и управляющие ими физические механизмы являются идентичными. Комплекс экспериментальных исследований аэродинамического гистерезиса при обтекании изолированного профиля и решеток профилей может послужить экспериментальной базой для разработки эмпирических и полуэмпирических математических моделей, описывающих характеристики лопаточных машин в срывной области рабочих режимов.

В дальнейшем планируется проведение комплекса исследований по оценке влияния различных факторов на размеры, форму и расположение петли гистерезиса в срывной области режимов течения. К воздействующим факторам следует отнести число Рейнольдса, число Маха, интенсивность турбулентности, наличие пульсаций потока, форму профиля, радиус входной кромки и др.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Carmichael B. H. Low Reynolds number airfoil survey, Vol. 1, NASA CR-165803, 1981.
2. Шмитц В. Ф. Аэродинамика малых скоростей. М.: ДОСААФ, 1963. 60 с [V. F. Shmitz, Low-speed Aerodynamics (in Russian), Moscow: DOSAAF, 1963. 60 p]
3. McCorskey W. J. Unsteady airfoil, Ann. Rev. Fluid Mech. Vol. 14, 1982, pp. 285–311.
4. Mueller T. J. The influence of laminar separation and transition on low Reynolds number airfoil hysteresis, Journal of Aircraft, Vol. 22, No. 9, 1985, pp. 763–770.
5. Hoffmann J. A. Effects of freestream turbulence on the performance characteristics of an airfoil, AIAA Journal, Vol. 29, No.9, 1991, pp. 1353–1354

6. **Гистерезис** в аэродинамических характеристиках модели самолета с прямым крылом большого удлинения/ И.В. Колин [и др.] // Журнал теоретической физики. 2006. Т. 76, вып. 4. С.136–139 [I.V. Kolin et al. Aerodynamic hysteresis of the aircraft with straight high-aspect-ratio wing (in Russian), in Journal of Theoretic Physics, vol. 76, № 4, 2006, pp. 136-139].

7. **Колин И. В.** Временные реализации коэффициентов аэродинамических сил и моментов на прямоугольном крыле на режимах статического гистерезиса/ И.В. Колин, Т.И. Трифонова, Д.В. Шуховцов. Журнал теоретической физики. Т 71, вып. 7, 2001. С. 128–132. [I.V. Kolin, T.I. Trifanova, D.V. Shukhovtsov Rectangular wing static hysteresis aerodynamic forces and moments coefficients time realization (in Russian) in Journal of Theoretic Physics. 2001, vol. 71, № 7, pp. 128-132].

8. **Бетина Е. Ю.** Влияние влажности атмосферного воздуха на критерии подобия воздушных течений/Е.Ю. Бетина// Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та. им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1 (48). – Х., 2007. – с. 133–145 [E. Yu. Betina, Effect of atmospheric air humidity on airflows similarity numbers (in Russian) in Aircraft design and manufacturing problems: KNAI conference proceedings, vol. 1 (48), 2007, pp. 133-145].

9. **Бетина Е.Ю.** Учет повышенных температуры и влажности воздуха при определении основных масштабов подобия в случае удовлетворения критериев Фруда, Рейнольдса и Маха/Е.Ю. Бетина// Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та. им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 1 (56). 2009. С. 84–92 [E. Yu. Betina Effect of elevated temperature and humidity on main similarity scales if Froude, Reynolds and Mach numbers are equal (in Russian) in Aircraft design and manufacturing problems: KNAI conference proceedings, vol. 1 (56), 2009, pp. 84-92].

10. **Horton H.P.** A Semi-Empirical Theory for the Growth and Bursting of Laminar Separation Bubbles, British ARC CP 1073, June, 1969.

11. **Russell J.** Length and Bursting of Separation Bubbles: A Physical Interpretation, Science and Technology of Low Speed Motorless Flight, NASA Conference Publication 2085, Part 1, 1979.

#### ОБ АВТОРАХ

**МИХАЙЛОВ Алексей Евгеньевич**, ст. преп. каф. авиац. двигателей, дипл. инж. по авиац. двигателям и энергетическим установкам (УГАТУ, 2010), канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам (УГАТУ, 2016) Иссл. в обл. рабочих процессов ГТД на установившихся и неуставившихся режимах работы.

**АХМЕТОВ Юрий Мавлютович**, доц. каф. прикладной гидромеханики, зам. ген. дир. НИИТ. Дипл. инж.-мех. (УАИ, 1959). Канд. техн. наук по тепл. двигателям (МАИ, 1978). Иссл. в обл. газогидр. течений и систем упр. энергоустановок.

**АХМЕДЗЯНОВ Дмитрий Альбертович**, проф. каф. авиац. двигателей, зам. декана ФАД. Дипл. инж. по авиац. двигателям и энергетическим установкам (УГАТУ, 1997). Д-р техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2007). Иссл. в обл. рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неуставившихся режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов, САПР авиационных ГТД.

**МИХАЙЛОВА Александра Борисовна**, доц. каф. авиац. двигателей. Дипл. инж. по авиац. двигателям и энергетическим установкам (УГАТУ, 2008), канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам (УГАТУ, 2011). Иссл. в обл. процессов в компрессорах авиационных ГТД с использованием имитационного и 3D-CAD/CAE-моделирования.

**METADATA**

**Title:** An Experimental research on wing airfoil aerodynamic hysteresis on AEROLAB EWT wind tunnel.

**Authors:** A. E. Mikhaylov<sup>1</sup>, Yu. M. Akhmetov<sup>2</sup>, D. A. Akhmedzyanov<sup>3</sup>, A. B. Mikhaylova<sup>4</sup>

**Affiliation:**

Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

**Email:** <sup>1</sup>mikhailov.ugatu@gmail.ru, <sup>2</sup>avp37@bk.ru, <sup>3</sup>ada@ugatu.ac.ru, <sup>4</sup>alexandra11112007@yandex.ru

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 20, no. 1 (71), pp. 96–107, 2016. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** Low Reynolds number airfoil aerodynamic problems are discussed. The Aerolab EWT wind tunnel is used for experimental research. An experimental study was conducted to investigate the aerodynamic hysteresis of individual wing airfoil. The effect of Reynolds number on integral airfoil characteristics is analyzed.

**Key words:** Wing airfoil; wind tunnel; stall; aerodynamic hysteresis.

**About authors:**

**MIKHAYLOV, Alexey Evgenyevich**, senior lecturer, Dept. of Aircraft engines. Dipl. engineer in aircraft engines (2010), Cand. of Tech. Sci. (USATU, 2011).

**AKHMETOV, Yury Mavlyutovich**, docent, Dept. of Applied Hydromechanics. Dipl. engineer in aircraft engines design (UAI, 1959). Cand. of Tech. Sci. (MAI, 1978).

**AKHMEDZYANOV, Dmitriy Albertovich**, Prof., Dept. of Aircraft Engines. Dipl. engineer in aircraft engines design (USATU, 1997). Cand. of Tech. Sci. (USATU, 2000), Dr. of Tech. Sci. (USATU, 2007).

**MIKHAILOVA, Alexandra Borisovna**, docent, Dept. of Aircraft engines. Dipl. engineer in aircraft engines design (USATU, 2008). Cand. of Tech. Sci. (USATU, 2011).