

УДК 532.57 532.517 536.53 533.6

## УПРАВЛЕНИЕ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ ПРОФИЛЯ КРЫЛА ПРИ ГЕНЕРИРОВАНИИ ТРЕХМЕРНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ

В. В. БАБЕНКО\*, АББАС FADIL MAHMOOD\*\*, С. А. ИЩЕНКО\*\*\*

\* Институт гидромеханики НАН Украины, Киев

\*\* Dijlah University College, Baghdad, Iraq

\*\*\* Национальный авиационный университет, Киев

Получено 11.05.2011

Приведены результаты экспериментальных исследований влияния генераторов вихрей, установленных на модели крыла RSG-36, в разомкнутой аэродинамической трубе. Исследованы влияние конструкции и различных вариантов размещения генераторов вихрей, а также их взаимного расположения в продольном и трансверсальном направлениях на аэродинамические характеристики модели крыла. Выявлены параметры генераторов вихрей, при которых обнаружено наибольшее влияние на аэродинамические характеристики указанной модели крыла.

Наведено результати експериментальних досліджень впливу генераторів вихорів, встановлених на моделі крила RSG-36, в розімкнутій аеродинамічній трубі. Досліджено вплив конструкції та різних варіантів розміщення генераторів вихорів, а також їх взаємного розташування в поздовжньому та трансверсальному напрямках на аеродинамічні характеристики моделі крила. Виявлені параметри генераторів вихорів, при яких знайдено найбільший вплив на аеродинамічні характеристики наведеної моделі крила.

Results of experimental researches of influence of vortexes generators established on wing models RSG-36 in open wind tunnel are resulted. Influence of a design and various variants of accommodation of vortexes generators, and also their relative positioning in longitudinal and transversal direction on aerodynamic characteristics of wing models are investigated. Parameters of vortexes generators at which the greatest influence on aerodynamic characteristics of the specified wing model are revealed.

### ВВЕДЕНИЕ

Первоначально исследовались методы управления несущих характеристик профиля крыла с подводом энергии или с помощью различных типов механизации крыла. Примерами первого метода могут быть отсос и вдув жидкости в пограничный слой (ПС). Ко второму методу относятся интерцепторы, отклоняющиеся предкрылки и закрылки, установленные на профиле, и другие типы механизации крыла. В последнее время интенсивно исследуются различные виды когерентных вихревых структур (КВС), возникающих при обтекании реальных тел. В [1–4] нами рассмотрены и систематизированы 12 основных видов КВС, возникающих при взаимодействии тел с потоком, и методы их управления. В частности, обнаружено, что в ПС все энергетические обмены обусловлены особенностями отдельных характерных видов КВС и их взаимодействием. Упорядоченные КВС были обнаружены в переходном и турбулентном пограничных слоях (ТПС). Исследование законов их развития (формирования и чередования) позволили предложить гипотезу: при соответствующем управлении этих когерентных структур можно влиять на кинематические параметры ПС. При этом необходимо обеспечить влияние не на весь ПС, а на его малую область, где сформировано

ядро КВС, а также на область ПС, где происходит основной обмен компонентов энергии. Уровень интенсивности возмущающего движения на порядок величины меньше по сравнению с характеристиками энергии всего ПС. Следовательно, расход энергии, необходимой для управления КВС, будет на порядок меньше по сравнению с энергией, требуемой для традиционных методов управления ПС.

В работе [5] разработана методология взаимодействия КВС, возникающих в ПС в процессе естественного перехода, с вносимыми малыми трехмерными возмущениями в виде продольных вихревых пар, подобных вихрям Гертлера. Эксперименты проведены на жесткой пластине в замкнутой гидродинамической трубе и в разомкнутой аэродинамической трубе при подобных условиях экспериментов. Разработаны макеты КВС переходного ПС и ТПС. Обнаружен резонансный механизм взаимодействия возмущений в ПС. Получены безразмерные параметры, связывающие геометрическую структуру вносимых возмущений и кинематические характеристики ПС.

Экспериментальные исследования генерирования вихрей за двумерными углублениями, расположенными в продольно обтекаемых пластинах, выполнили Ларсон (1959 г.), Себан (1961 г.), Фокс (1965 г.) и Хаген (1966 г.). В 1967 г. Хаген Р. Л. и Данак А. М. опубликовали результаты экспери-

ментального дослідження теплообміну в області отрива турбулентного пограничного шару при обтіканні двовимірного углублення, розташованого поперек обтекаємої пластини. Вигхардт (1943 г.) і Пресстер (1968 г.) виконали аналогічні дослідження при обтіканні різних конструкцій тривимірних углублень. Детальний аналіз цих і аналогічних досліджень приведений в [6]. В авіації давно застосовують різних конструкцій генераторів вихрей (ГВ), встановлюваних на обтекаємої поверхні, для запобігання отрива ПС на профілях крильов при взльєті і посадці. Вперше результати експериментальних досліджень впливу конструкції таких ГВ на характеристики ПС опубліковані в 1960 г. [7].

На протязі тривалого часу на кафедрі аеродинаміки КИИГА під керівництвом Мхитаряна А.М. виконувалися теоретичні і експериментальні дослідження впливу різних видів ГВ на аеродинамічні характеристики профілів крила [8]. В дослідженнях його учнів Трубенков В. Д., Фендрикова І. А., Фридланда В. Я., Лукашук С. А., Ударцева Е. П. і др. розглянуті різні аспекти цього напрямку. В частині, були експериментально досліджені характеристики ПС на профілі крила при внесенні в ПС різних видів возмущень. В носовій частині профіля крила вздовж його розмаху встановлювалася система поперечних прямокутних углублень, генерують трансверсальні КВС, які повинні були впливати на розвиток хвиль Толлміна-Шліхтинга або усувати отрив в носовій частині профіля при великих кутах атаки. При іншому способі в носовій частині профіля в трансверсальному напрямку сверлили косі отвори, через які видувалися закручені струї, сносимі потоком на поверхню профіля. В результаті в носовій частині генерувалася система продольних вихрей. В хвостовій частині на поверхні профіля в трансверсальному напрямку встановлювалася система паралельних пар ГВ. Кожен ГВ складався з пари вертикальних пластинок так, що по черзі кожна пара пластинок формувала диффузор і конфузор. Ці пари ГВ формували вниз по потоку системи продольних вихрей. Вблизі цих ГВ розташовувався закрьок крила, в носовій частині якого в трансверсальному напрямку були виконані вздовж розмаху закрьок ряди поперечних двовимірних углублень. Відстань між рядами цих углублень в носовій частині профіля закрьок було суттєво менше, ніж в рештній 2/3 частині профіля закрьок. Взаємодія генеруємих таким чином продольних і поперечних

КВС усувало отрив на закрьку при великих кутах відхилення закрьок.

В 1997 г. подібні результати були повторені в дослідженнях Бехерта, Гринблатта, Тинаппа, Ерк і др. [9]. В роботах Бехерта на стабилизаторі встановлювалися ГВ подібним чином, як і в дослідженні Логінова [10]. В роботі Гринблатта в носовій частині профіля крила встановлювалася шерохватість. В роботі Тинаппа в носовій частині закрьок встановлювалося одне углублення, через яке подавалося пульсуюче возмущення. Варіювалася маса і частота коливань імпульса, генеруємого через цю щель. Отрив ПС на закрьку усувався навіть при відхиленні закрьок на кут  $35^\circ \div 45^\circ$ . Подібні дослідження виконав Ерк на носовій частині профіля. Предложеною ним новий метод усунення отрива закрьок полягав в тому, що отривний бульбашка на профілі сдувалася пристіночною струєю, подаваною вздовж передньої кромки в трансверсальному напрямку.

В [11] досліджена структура КВС, що виникає за ГВ, розташованим на профілі крила. В відмінність від традиційних ГВ досліджена конструкція ГВ, виконаної в формі wishbone (поперечний важіль автомобільної підвіски). Предложеною ГВ складався з двох вигнутих пластинок. В початку ГВ відстань між пластинками складало 68 мм, при цьому висота їх від нуля зростала по потоку до висоти 25 мм по кривій з радіусом 152 мм. Вздовж потоку пластинки вигиналися назустріч одна одній по радіусу 79 мм. В районі з'єднання цих пластинок радіус искривлення їх зовнішньої сторони змінювався плавно на протилежний і складав 65 мм. Вимірювання показали, що за такої складної конструкції ГВ утворюється пара продольних вихрей, що обертаються в протилежні сторони. В [12] наведено форми вирізів на передній кромці крила, що призводять до формування інтенсивних продольних КВС. В [1, 3–6] наведені інші конструкції ГВ і запропонована систематизація методів формування КВС в ПС.

В [13, 14] наводяться різні варіанти ГВ, виконаних в формі одиночних вертикальних пластинок, і варіанти компоновки систем таких пластинок, а також їх розташування на профілях крильов літаків і в деяких місцях на фюзеляжах, а також в турбінах двигачів.

Розроблені також різні конфігурації ГВ для управління КВС, що виникають вздовж продольно обтекаємого тіла. В роботі Farokhi S., Taghavi R., Barrett R. наведено результати експериментальних досліджень зменшення великих КВС, що виникають при маневруванні ма-

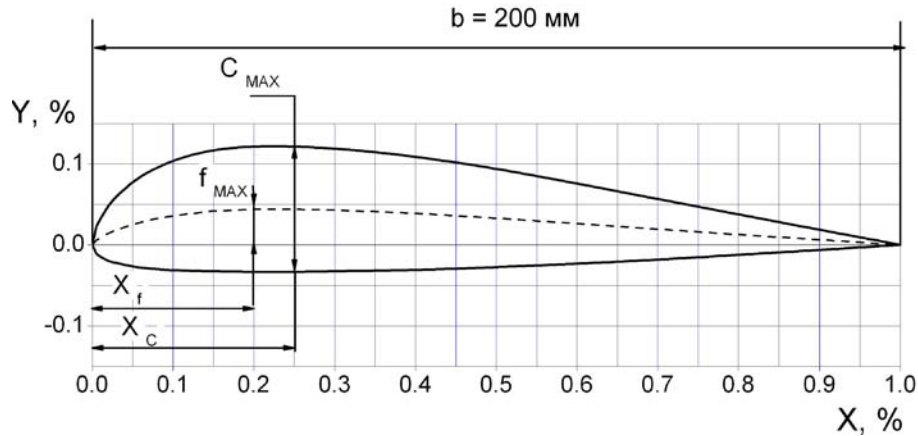


Рис. 1. Геометрические параметры профиля RSG-36 [19]

кета подводной лодки [9]. В [4, 6] представлена фотография таких КВС. Эксперименты проводились в аэродинамической трубе с рабочим участком  $91.5 \text{ см} \times 122 \text{ см}$ . На корпусе макета в районе отрыва при больших углах атаки за рубкой устанавливались большие ГВ в виде параллельных рядов треугольных вставок, смонтированных на корпусе заподлицо. Эти вставки закреплялись шарнирно одной из сторон треугольника. Эта сторона треугольника располагалась на поверхности корпуса модели соответствующей образующей корпуса. При положительном градиенте давления возникала отрывная зона, в которой появившееся разрежение поднимало треугольные ГВ на угол, соответствующий величине местного градиента давления. При этом за каждым ГВ формировалась пара продольных вихрей, устраняющих отрыв ПС.

Другой метод формирования в ПС продольных вихревых структур предложили Блэквелдер и Гад-эл-Хак [15]. Он заключается в том, что поверхность фюзеляжа самолета и его крыльев выполнена в виде продольного гофра. Впервые в авиастроении такую конструкцию применил Туполев А. Н. в 30-х годах прошлого столетия. Отличие в [15] состоит в том, что шаг гофра предполагается эквидистантным шагу продольных КВС ПС. Во впадинах и вершинах этих риблетов имеются отверстия, соединенные между собой каналами так, что автоматически управляется процесс эжекции и отсоса в соответствии с местными градиентами давления. Кроме того, в выступах риблетов могут размещаться нагревательные элементы, а при обтекании водой через отверстия в выступах может подаваться раствор полимеров или верхушки выступов могут быть сделаны из эластомера.

В [16, 17] для устранения отрыва в хвостовой ча-

сти тела вращения экспериментально исследовано влияние системы продольных или поперечных углублений, расположенных в хвостовой части тела и формирующих соответствующие КВС. Исследование сопротивления модели проводилось в замкнутой аэродинамической трубе Langley centre, сечение рабочего участка составляло  $17.8 \times 27.4 \text{ см}$ . Рабочие скорости были  $5 \div 45 \text{ м/с}$ . Диаметр  $D$  модели тела вращения составлял  $6.081 \text{ см}$ . Носовая часть выполнена в виде эллипса с отношением осей 2 к 1. Максимальное значение диаметра начиналось примерно на расстоянии одного  $D$ . Было изготовлено 4 типа моделей. Первая модель имела гладкую поверхность. Носовая часть длиной, равной  $D$ , плавно сопрягалась с цилиндрической частью, равной  $D$ , и далее плавно сопрягалась с хвостовой конической частью, равной  $2.966D$ . Угол конусности составлял  $10^\circ$ . Вторая модель была также гладкой, длина модели –  $3D$ . Угол конусности хвостовой части был  $30^\circ$ , а радиус сопряжения с цилиндрической частью –  $0.5D$ . Остальные две модели имели такие же параметры, как и вторая модель, но хвостовая часть составляла  $1.148D$ . У третьей модели на этом расстоянии сделаны четыре продольных конусообразных углубления так, что линия заглубления составляла прямую линию. У четвертой модели в хвостовой части выполнены поперечные системы прямоугольных канавок в виде трех конфигураций. Канавки начинались с цилиндрической части, а их количество варьировалось от 12 до 19. Ширина углублений составляла  $0.102 \text{ см}$ , высота –  $0.203 \text{ см}$  и толщина стенки между углублениями была  $0.025, 0.52$  и  $0.102 \text{ см}$ . Отношение радиуса закругления между цилиндрической и хвостовой конусной частью к диаметру модели состав-

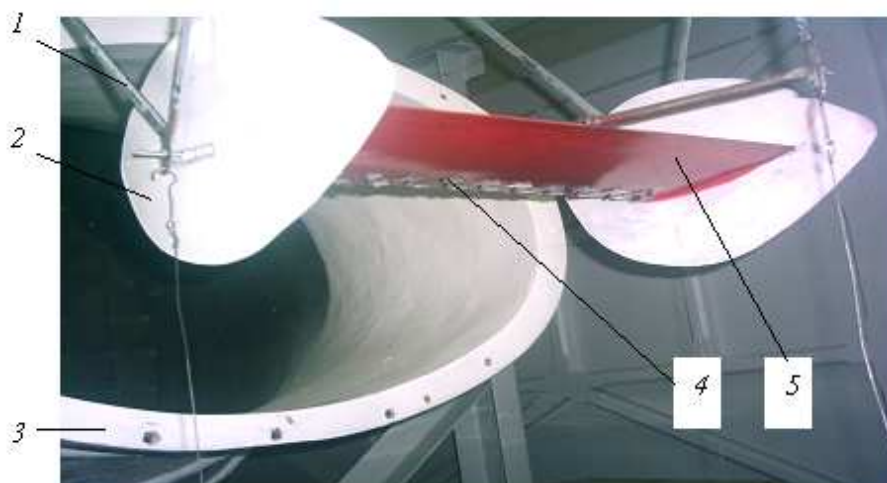


Рис. 2. Размещение модели крыла в рабочем участке аэродинамической трубы:  
 1 – тензометрическая подвеска; 2 – концевые шайбы модели крыла;  
 3 – поперечное сечение рабочего участка; 4 – генераторы вихрей; 5 – модель крыла RSG-36

ляли 0, 0.5, 1.0, 1.5 и 2.5. Эксперименты показали, что указанными методами сопротивление отрыва уменьшалось на 33% и 50%.

Несмотря на большое количество экспериментальных исследований влияния различных типов ГВ на интегральные характеристики обтекаемых тел, остаются не изученными существенные детали взаимодействия ГВ с потоком, что тормозит развитие и эффективность практического применения ГВ. Остаются невыясненными следующие вопросы:

- какие должны быть наиболее эффективные форма и геометрия ГВ;
- какие виды вихрей генерируют различные виды ГВ и какая динамика развития и взаимодействия этих вихрей;
- в каком месте вдоль потока необходимо устанавливать соответствующие виды ГВ;
- какая основная идеология размещения ГВ в потоке;
- какая должна быть высота ГВ и их взаимное расположение при их конкретном применении.

В работе [5] практически все эти вопросы были исследованы для двух видов ГВ при обтекании жесткой гладкой пластины. Была, в частности, разработана методика определения оптимального расположения района внесения трехмерных возмущений в зависимости от числа Рейнольдса.

В настоящей работе рассмотрены трехмерные КВС, генерируемые в ПС с помощью некоторых видов генераторов вихрей, установленных на выпуклой поверхности профиля крыла.

## 1. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА И ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ГВ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДЕЛИ КРЫЛА

Экспериментальные исследования восприимчивости ПС к трехмерным возмущениям на профиле крыла проводились в аэродинамической трубе УТАД-2 Национального авиационного университета [18]. УТАД-2 – аэродинамическая труба замкнутого типа с открытой рабочей частью, поперечное сечение которой перед рабочим участком выполнено в виде эллипса с диагоналями  $0.75 \times 0.42$  м. В осевом сечении измерительного участка трубы монтировалась модель крыла (МК). Труба оснащена системой плавного управления скоростью потока в пределах  $3.5 \div 28$  м/с. Особенность аэродинамической трубы заключается в том, что степень турбулентности основного потока изменяется в зависимости от скорости по экспоненциальному закону. Измерения показали, что при скорости  $U_\infty = 10$  м/с  $\varepsilon = 10\%$ , а в диапазоне скоростей  $20 \div 26$  м/с  $\varepsilon \leq 2.3 \div 1.8\%$ . Аэродинамическая труба снабжена трехкомпонентными весами, которые позволяют определить силу сопротивления, подъемную силу и коэффициент момента тангажа.

Для определения влияния ГВ на интегральные аэродинамические характеристики МК была изготовлена экспериментальная модель крыла, имеющего профиль RSG-36 [19], общий вид и геометрические параметры которого приведены на рис. 1:

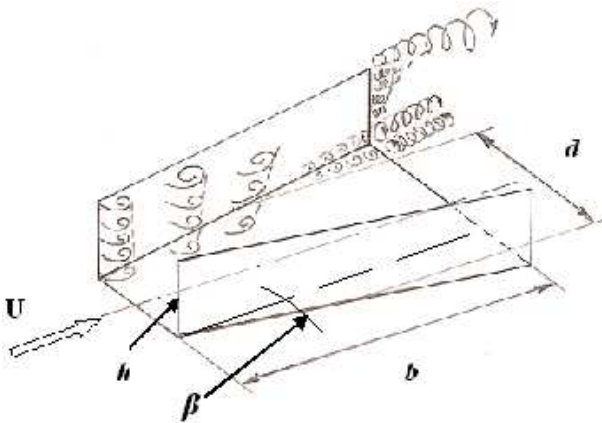


Рис. 3. Схема генератора вихрей диффузорного типа

- хорда профиля  $b = 200$  мм;
- наибольшая относительная толщина  $\bar{C} = C/b = 0.15$ ;
- координата наибольшей относительной толщины  $\bar{x}_c = 0.27$ ;
- относительная максимальная кривизна  $\bar{f}_{max} = f/b = 0.04$ ;
- $c_{max} = 1.62$ ;
- $\alpha_{cr} = 21.1^\circ$ .

На рис. 2 приведено размещение МК в рабочем участке аэродинамической трубы. Размах МК составлял 450 см. Для исследования влияния ГВ на интегральные характеристики МК была использована та же конструкция ГВ (рис. 3), что и при проведении исследований на плоской пластине [5]. Подробное описание данного ГВ и принципа его функционирования приведены в [5].

Кроме диффузорного типа ГВ, в опытах применялись также ГВ, выполненные из прямоугольного металлического листа путем изгиба его третьей части прямоугольной заготовки под углом  $90^\circ$ . В этом случае изготавливались ГВ в виде вертикальных пластинок, которые крепились к поверхности крыла с помощью скотча. Эти пластинки устанавливались по отношению к потоку под тем же углом  $\beta$ , что и ГВ диффузорного типа, параллельно наклону правой вертикальной пластинки ГВ диффузорного типа. Очевидно, что и при обтекании второго типа ГВ будут формироваться такие же системы вихрей, какие показаны на рис. 3. Но для каждого типа примененных в экспериментах ГВ вниз по потоку за системами установленных на модели крыла ГВ будут формироваться различные типы КВС, которые будут формироваться в результате взаимодействия приведенных на рис. 3 отдельных вихревых структур.

Геометрические параметры ГВ диффузорного типа:

- $h = 3$  мм – высота стенки генераторов вихрей,
- $b = 18.2$  мм – длина рабочей части,
- $\beta = 16.5^\circ$  – угол раскрытия стенки,
- $d = 16.3$  мм – среднее расстояние между стенками генераторов вихрей.

Второй тип ГВ будет иметь те же геометрические параметры, за исключением параметра  $d$ . Анализ работ [20 и др.] показал, что значение этих параметров для ГВ, установленных на пластине, имеют определенные соотношения:  $h/\delta = 0.3 \div 1.1$ , где толщина ПС  $\delta$  измерена в месте расположения генератора вихрей;  $b/h = 2.5 \div 7.0$ ;  $b/d = 0.5 \div 1.5$ ;  $\beta = 10^\circ \div 25^\circ$ .

Исследовалось влияние генераторов вихрей на аэродинамические характеристики профиля крыла ( $C_{y\alpha}$ ,  $C_{x\alpha}$ ,  $m_{z\alpha}$ ) в зависимости от их расположения относительно хорды профиля и схемы расположения. Конфигурации генераторов вихрей, исследуемые в эксперименте, показаны на рис. 4: диффузорная схема расположения ГВ (варианты 1, 2), параллельная схема (вариант 3) и смешанная схема (вариант 4). Для определения оптимального положения ГВ исследован также параметр  $D$  – расстояние между двумя парами генераторов вихрей. Параметр  $\bar{D}$  принято рассчитывать относительно длины генераторов вихрей,  $\bar{D} = D/b$ . Анализ результатов исследований влияния ГВ на ПС [7] свидетельствует, что наиболее приемлемым является соотношения  $\bar{D} = 4$ .

## 2. РАЗВИТИЕ ВОЗМУЩАЮЩЕГО ДВИЖЕНИЯ В ПЕРЕХОДНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ

Были исследованы интегральные характеристики модели гладкого крыла при скорости обтекания 24 м/с. На рис. 5, 6 приведено сравнение экспериментальных и теоретических зависимостей коэффициента подъемной силы и лобового сопротивления от угла атаки. Расчеты выполнены с помощью программы *Profile 2.15a*. Расчетные и экспериментальные зависимости хорошо согласуются для эталонных измерений.

В дальнейшем были выполнены аналогичные измерения для всех вариантов размещения ГВ на МК (рис. 4). При варианте 1 на модели крыла было размещено шесть ГВ диффузорного вида при  $\bar{D} = 4$ ;  $D = 72.8$  мм;  $\bar{X}_{ГВ} = 10\%$ . При варианте 2 были размещены те же шесть ГВ диффузорного вида при  $\bar{D} = 4.5$ ;  $D = 82$  мм;  $\bar{X}_{ГВ} = 20\%$ . При этом, в отличие от варианта 1, конечные ГВ распо-

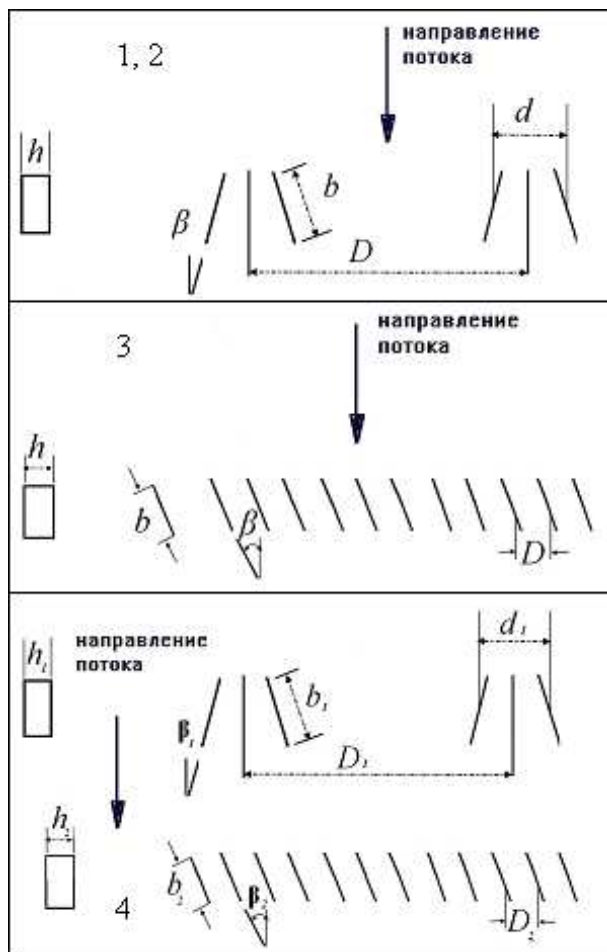


Рис. 4. Типы исследуемых конфигураций ГВ

лагались в трансверсальном направлении вдоль размаха МК вблизи вертикальных концевых шайб и оказывали влияние на формирование угловых вихрей, расположенных между шайбами и поверхностью профиля крыла. При варианте 3 на модели крыла было размещено 17 ГВ в виде вертикальных пластинок при  $\bar{D} = 1.44$ ;  $D = 26.2$  мм;  $\bar{X}_{ГВ} = 20\%$ . При этом только с одной стороны в трансверсальном направлении ГВ так же, как и при варианте 2, располагался в области формирования угловых вихрей. При варианте 4 ГВ располагались как в 1 и 3 вариантах, только для варианта 1 было установлено не шесть штук, а девять. Соответственно изменились соотношения:  $\bar{D} = 2.75$ ;  $D = 50$  мм. В первом ряду устанавливались ГВ диффузорного типа таким образом, что каждый ГВ располагался между двумя соседними ГВ, установленными в третьем варианте. На рис. 2 и 7 приведена фотография модели крыла с ГВ, размещенными по 4 варианту (см. рис. 4).

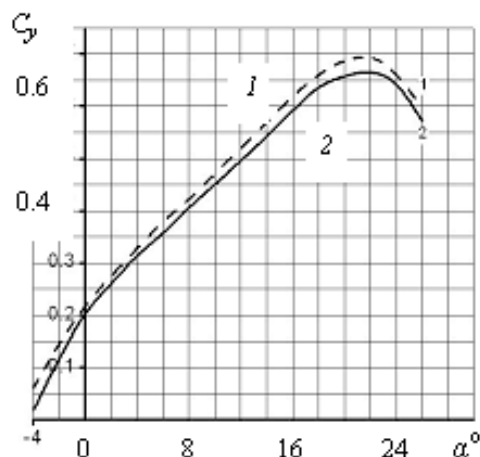


Рис. 5. Зависимости  $C_y = f(\alpha)$  для эталонной модели крыла:  
1 – измерения в аэродинамической трубе,  
2 – результаты численного моделирования

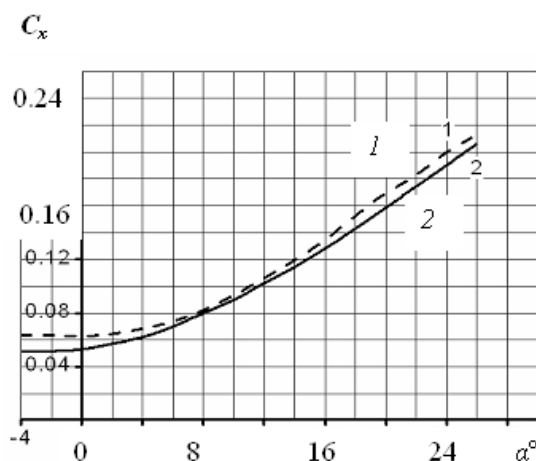


Рис. 6. Зависимости  $C_x = f(\alpha)$  для эталонной модели крыла:  
1 – измерения в аэродинамической трубе;  
2 – результаты численного моделирования

На рис.8–10 приведены результаты измерения аэродинамических характеристик модели крыла в соответствии с вариантами размещения на крыле ГВ (см. рис. 4). Согласно рис. 8, увеличение коэффициента подъемной силы  $\Delta C_{y_{max}}$  составило для варианта 1 – 0.02, для 2 – 0.07, для 3 – 0.015, для 4 – 0.005. Соответственно увеличились углы атаки при максимальных значениях  $C_{y_{max}}$ . Для варианта 1 –  $\Delta \alpha_{cr} = 2.8^\circ$ , для варианта 2 –  $\Delta \alpha_{cr} = 4^\circ$ , для 3 –  $\Delta \alpha_{cr} = 3.5^\circ$ , для 4 –  $\Delta \alpha_{cr} = 2.5^\circ$ . Измеренные





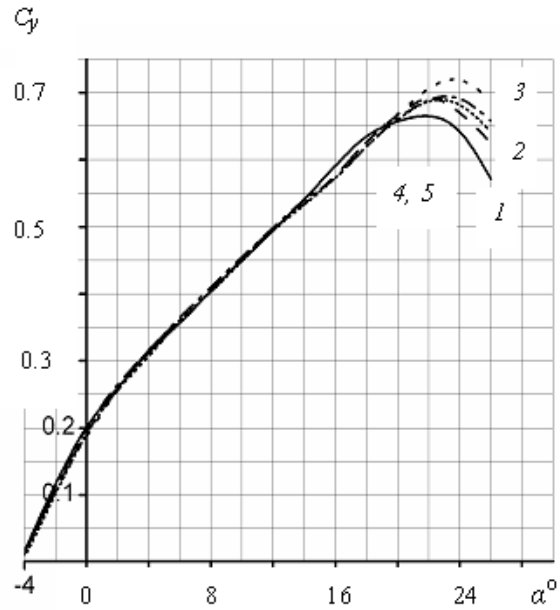
Рис. 7. Модель крыла с ГВ (вариант 4, рис. 4)

зависимости коэффициента сопротивления модели крыла от угла атаки показали, что влияние различных конфигураций генераторов вихрей было незначительным и практически не увеличивало сопротивление модели крыла. При максимальном измеренном угле атаки  $\alpha = 25^\circ$  для варианта 4 увеличение коэффициента сопротивления  $\Delta C_{x_{max}}$  составило 0.01, а для варианта 1 – 0.03. На рис. 9 приведены зависимости коэффициента качества МК от угла атаки. Для вариант 2 коэффициент качества МК увеличился в диапазоне углов атаки  $11^\circ \div 25^\circ$ . Влияние различных вариантов размещения ГВ на коэффициенты аэродинамического момента МК приведено на рис. 10. Во всем диапазоне положительных значений углов атаки различные варианты установки ГВ на модели крыла практически не изменили коэффициент  $m_z$ .

В области отрицательных углов атаки наибольшее влияние на моментные характеристики МК оказали ГВ при варианте 2 их размещения на МК (кривая 3).

### 3. ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРА $D$ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДЕЛИ КРЫЛА

Как следует из приведенных выше зависимостей, существенное положительное влияние на аэродинамические характеристики модели крыла оказывают ГВ, установленные в варианте 2 при  $\bar{X} = 20\%$  (см. рис. 4). Согласно рис. 3, на каждой вертикальной пластинке ГВ диффузорного типа формируется сложная система взаимодействующих вихрей [5]. В процессе развития этих вихрей за ГВ вниз по потоку формируется пара продольных трехмерных КВС. Очевидно, что при установке ряда ГВ такого типа эти пары КВС, сформировавшиеся за каждым ГВ, начнут влиять друг на друга в зависимости от параметра  $D$ . Чем меньше

Рис. 8. Зависимости  $C_y = f(\alpha)$  модели крыла: 1 – без ГВ; 2 – вариант 1 (рис. 4); 3 – вариант 2; 4 – вариант 3; 5 – вариант 4

параметр  $D$ , тем ближе к ГВ начнут взаимодействовать указанные КВС и, тем самым, оказывать более интенсивное влияние на аэродинамические характеристики МК. В связи с этим было исследовано влияние параметра  $D$  на эффективность ГВ. На рис. 11, 12 и в таблице 1 приведены результаты испытаний аэродинамических характеристик модели крыла с значениями соотношения  $\bar{D} = 2, 4, 6$  и 8. Исследование коэффициента сопротивления МК от угла атаки показало, что влияние различных конфигураций ГВ было незначительным и практически не увеличивало сопротивление МК. При максимальном измеренном угле атаки  $\alpha = 25^\circ$  при  $\bar{D} = 2$  увеличение коэффициента сопротивления  $\Delta C_{x_{max}}$  составило 0.03, а при  $\bar{D} = 8 - 0.01$ .

На рис. 11 приведены зависимости коэффициента качества модели крыла от угла атаки. Для кривых 2, 3 и 5 качество модели крыла уменьшилось во всем диапазоне углов атаки, а для кривой 4 увеличилось в диапазоне углов атаки  $9^\circ \div 25^\circ$ . Результаты измерений показали, что для данного профиля модели крыла наиболее эффективным оказалось расположение ГВ с параметром  $\bar{D} = 6$  на углах атаки, соответствующих режимам взлета самолета. Эффективность ГВ проявилась в по-

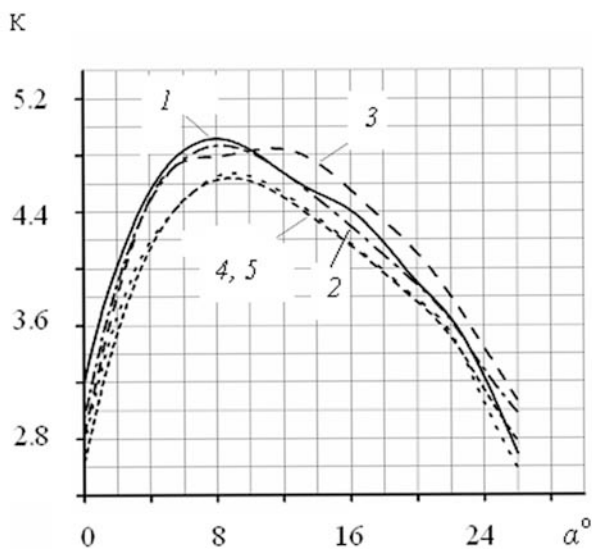


Рис. 9. Зависимость  $K = f(\alpha)$  модели крыла: 1 – без ГВ; 2 – вариант 1 (рис. 4); 3 – вариант 2; 4 – вариант 3; 5 – вариант 4

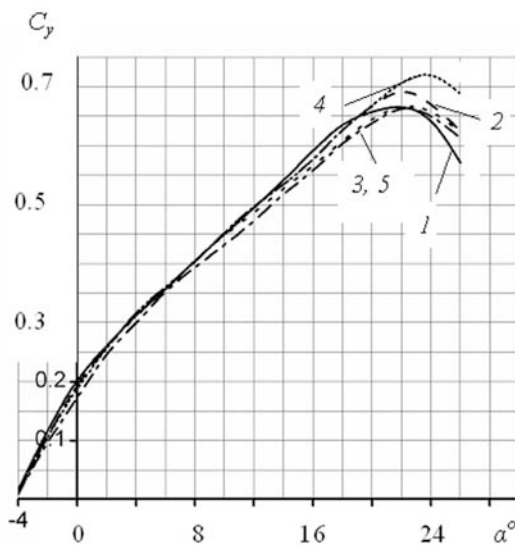


Рис. 11. Зависимости  $C_y = f(\alpha)$  модели крыла: 1 – без ГВ; 2 –  $\bar{D} = 2$ ; 3 –  $\bar{D} = 4$ ; 4 –  $\bar{D} = 6$ ; 5 –  $\bar{D} = 8$

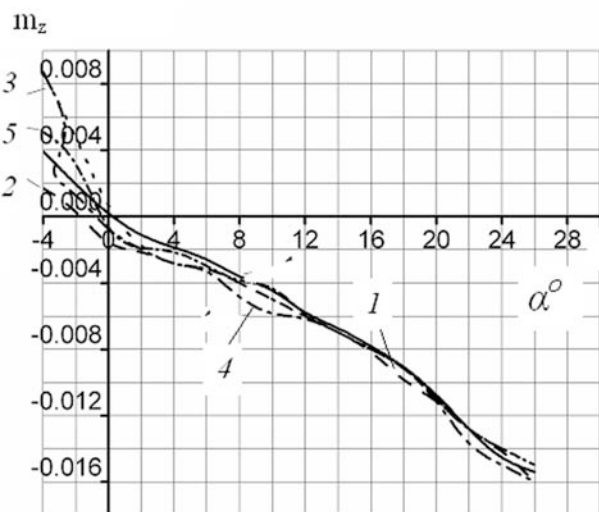


Рис. 10. Сравнение зависимостей  $m_z = f(\alpha)$ : 1 – без ГВ; 2 – вариант 1 (рис. 4); 3 – вариант 2; 4 – вариант 3; 5 – вариант 4

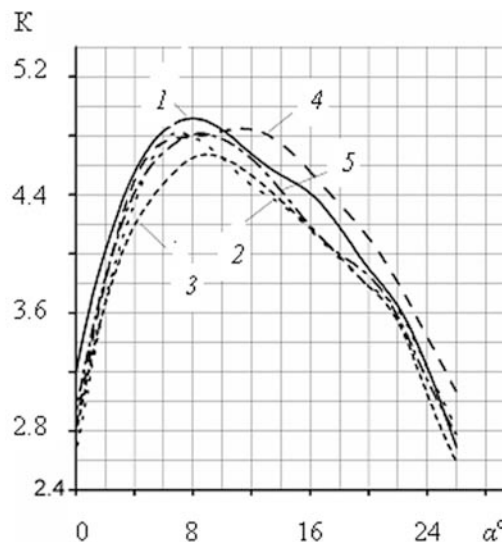


Рис. 12. Зависимость  $K = f(\alpha)$  модели крыла: 1 – без ГВ; 2 –  $\bar{D} = 2$ ; 3 –  $\bar{D} = 4$ ; 4 –  $\bar{D} = 6$ ; 5 –  $\bar{D} = 8$

вышении коэффициента подъемной силы в районе максимальных углов атаки. Полученные данные сведены в таблице 1.

#### 4. ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Согласно рис. 8, размещение всех вариантов ГВ на модели крыла (см. рис. 4) в диапазоне углов

атаки  $\alpha = -4^\circ \div +20^\circ$  практически не оказывает влияние на зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки. Только в диапазоне  $\alpha = 21^\circ \div 26^\circ$  все варианты размещения ГВ на МК привело к увеличению коэффициента подъемной силы. Максимальное увеличение коэффициента подъемной силы при  $\bar{D} = 2$  составило  $\Delta C_{y_{max}} = 0.07$ . Приращение критического угла атаки для всех испытанных вариантов ГВ находится в пределах  $\Delta \alpha_{cr} = 2.5^\circ \div 4^\circ$ . Наиболее оптимальным



Табл 1. Характерные величины при измерении взаимодействия естественных и вносимых трехмерных возмущений

$D$	$C_{y_{max}}$	$\alpha_{cr}^{\circ}$	$\Delta C_{y_{max}}$	$\Delta \alpha_{cr}^{\circ}$
-	0.67	21	0	0
2	0.702	23	0.03	2
4	0.71	23.5	0.04	2.5
6	0.729	24.5	0.06	3.5
8	0.671	22	0.001	1

является размещение на МК ГВ при варианте 2, при котором приращение критического угла атаки  $\Delta \alpha_{cr}$  составило  $4^{\circ}$ . Все варианты ГВ практически не влияли на коэффициент сопротивления модели крыла. На рис. 9 приведены зависимости коэффициента качества МК от угла атаки. Для кривых 4, 5 качество модели крыла уменьшилось во всем диапазоне углов атаки, для кривой 2 – практически не изменилось, а для кривой 3 увеличилось в диапазоне углов атаки  $11^{\circ} \div 25^{\circ}$ . Таким образом, вариант 2 установки ГВ на модели крыла оказался наиболее эффективным. В связи с этим были проведены экспериментальные исследования влияния параметра  $\bar{D}$  на эффективность варианта 2. Полученные результаты приведены на рис. 10, 11. В диапазоне углов атаки  $\alpha = -4^{\circ} \div +19^{\circ}$  не обнаружено влияние ГВ на зависимость коэффициента сопротивления от углов атаки. В диапазоне углов атаки  $\alpha = 20^{\circ} \div 25^{\circ}$  размещение ГВ с параметрами  $\bar{D} = 2$  и 6 на модели крыла увеличило коэффициент подъемной силы. Максимальное увеличение коэффициента подъемной силы  $\Delta C_{y_{max}} = 0.06$  зафиксировано при параметре  $\bar{D} = 6$ . При этом приращение критического угла атаки составило  $\Delta \alpha_{cr} = 3.5^{\circ}$ . Коэффициент сопротивления модели крыла практически не увеличился. При установке ГВ с параметрами  $\bar{D} = 2, 4$  и 8 коэффициент аэродинамического качества  $K$  модели крыла во всем диапазоне углов атаки был меньше, чем на эталонном крыле. Только при параметре  $\bar{D} = 6$  качество профиля крыла увеличилось в диапазоне  $\alpha = 10^{\circ} \div 25^{\circ}$  в среднем на  $\Delta K = 0.2$  (рис. 12).

Исследования проводились при скорости 24 м/с и степени турбулентности основного потока  $\varepsilon \approx 2\%$ . Число Рейнольдса, вычисленное по длине хорды модели крыла, составило  $Re = 3.2 \cdot 10^5$ . Толщина ПС при обтекании пластины  $\delta = 0.8$  и 1.8 мм соответственно при  $x = 40$  и 200 мм [18]. Согласно результатам исследований [5], при указанных величинах  $Re$  и  $\varepsilon$  в рабочем участке аэродинамической трубы в ПС модели крыла при нулевом угле атаки будут существовать КВС, соответствующие

I–III этапам переходного ПС. При этом на большей протяженности хорды модели крыла будет существовать ламинарный ПС с КВС I этапа перехода (волны Толлмина–Шлихтинга). При увеличении угла атаки вблизи концевой кромки МК в ПС могут возникать последующие этапы перехода в соответствии с макетом переходного ПС [5].

Экспериментально показано [5], что для успешного взаимодействия вносимых трехмерных КВС с естественными возмущениями ПС необходимо вносить трехмерные КВС выше по потоку. Тогда генерируемые на пластинках ГВ вихревые системы успеют развиться и сформироваться в симметричные трехмерные возмущения (см. рис. 3). Согласно результатам исследования восприимчивости ПС для успешного взаимодействия вносимых извне КВС с естественными КВС ПС необходимо выполнить основные три условия: вносимые и естественные КВС должны иметь *подобную форму, размеры и энергию*. КВС на I–III этапам переходного ПС имеют форму волн Толлмина–Шлихтинга постепенно трансформирующихся в структуру, в которой имеет место в продольном и трансверсальном направлениях форма нелинейных волн [5]. Только при возрастании углов атаки в ПС модели крыла могут формироваться КВС IV–V этапов переходного ПС: на этих этапах перехода могут формироваться продольные вихревые системы. При этом естественные трехмерные КВС ПС имеют предпосылки взаимодействовать с вносимыми с помощью ГВ трехмерными КВС. Высота вертикальных стенок ГВ в районе установки существенно больше местной толщины ПС. Согласно рис. 3, на докритических углах атаки в ПС будут вноситься малые трехмерные возмущения, образующиеся в угловом сочленении вертикальных стенок ГВ и поверхности МК. Протяженность хорды модели крыла мала, вносимые и естественные КВС не успевают оптимально взаимодействовать. Так как хорда крыла мала, то и толщина ПС мала. Поэтому условие совпадения размеров вносимых и естественных КВС не выполняется: размер естественных трехмерных КВС существенно меньше, чем вносимых возмущений. Таким образом, эффект влияния ГВ на аэродинамические характеристики модели крыла проявляется только при больших углах атаки. Этот эффект в меньшей мере получен за счет взаимодействия возмущений в соответствии с результатами исследования восприимчивости ПС. В основном эффект объясняется тем, что в верхней части ГВ формируются продольные вихревые системы за счет энергии невозмущенного потока (см. рис. 3). Таким образом, отрыв ПС

при больших углах атаки устраняется и затягивается за счет внесения с помощью ГВ в отрывную область энергии основного потока в виде продольных КВС.

Эти выводы были проверены при проведении качественного эксперимента по визуализации картины обтекания модели крыла. Для этого на поверхности МК были наклеены продольные ряды шелковинок. Исследование картины обтекания показало, что в отсутствие ГВ при малых углах атаки движение шелковинок отсутствовало, что подтверждает ламинарное обтекание профиля МК. При критическом угле атаки  $\alpha_{cr} = 21^\circ$  поведение шелковинок указывает, что сформировался отрыв ПС в средней части модели крыла, захватывающий до 2/3 размаха МК. В угловых местах сочленения МК с концевыми шайбами отрыв ПС не наблюдался за счет стабилизации отрывной области образовавшимися угловыми вихрями. Были установлены ГВ в третьем варианте. Визуализация показала, что до  $\alpha = 18^\circ$  на профили сохранялось безотрывное обтекание, при этом поведение шелковинок подтвердило, что сформировались КВС IV–V этапов переходного ПС. При  $\alpha = 24^\circ$  сформировалось отрывное обтекание, как и при отсутствии ГВ.

## ВЫВОДЫ

1. Размещение двух типов генераторов вихрей на модели крыла, имеющего профиль RSG-36, положительно влияет на несущие свойства профиля в области критических углов атаки. Приращение максимального коэффициента подъемной силы для исследованных четырех вариантов размещения ГВ на МК находится в пределах  $\Delta C_{y_{max}} = 0.005 \div 0.07$ . Приращение критического угла атаки для всех испытанных вариантов ГВ находится в пределах  $\Delta \alpha_{cr} = 2.5^\circ \div 4^\circ$ .

2. Размещение ГВ модели крыла практически не влияет на сопротивление модели.

3. Коэффициент аэродинамического качества модели крыла для варианта 2 размещения ГВ на модели крыла увеличился в диапазоне углов атаки  $11^\circ \div 25^\circ$ . Таким образом, вариант 2 установки ГВ на МК оказался наиболее эффективным. Приращение аэродинамического качества для указанного диапазона углов атаки составило  $\Delta K = 0.19 \div 0.24$ .

4. Во всем диапазоне положительных значений углов атаки различные варианты установки ГВ на модели крыла практически не изменили коэффициент аэродинамического момента модели крыла. В области отрицательных углов атаки наиболь-

шее влияние на моментные характеристики модели крыла оказали ГВ при варианте 2 установки ГВ на МК.

5. Исследование влияния геометрического параметра  $\bar{D}$  установки ГВ на МК в варианте 2 на аэродинамическую эффективность МК позволили определить, что наиболее выгодным для увеличения несущих свойств МК является установка ГВ на 20% хорды крыла при параметре  $\bar{D} = 6$ .

6. В дальнейшем необходимо провести подобные исследования на модели крыла, имеющей современный профиль и существенно большие размеры, а также при моделировании соответствующего ПС (установка турбулизаторов в носовой части профиля). Это необходимо для определения критериев переноса полученных результатов на натурные размеры крыла.

1. *Бабенко В. В.* Разработка методов управления силами взаимодействия между телом и жидкостью с использованием механизмов генерации когерентных структур в пристенных течениях. – Отчет о научно-исследовательской работе. Институт гидромеханики НАНУ: 2002, № гос. Регистрации 0100 V004769. – 9–53 с.
2. *Бабенко В. В., Турик В. Н.* Управление когерентных вихревых структур в плоских и криволинейных пристеночных течениях // Всемирный конгресс “Авиация в XXI столетии”. – Киев, Украина, 2003. – С. 54–58.
3. *Babenko V. V., Chun H. H. and Inwon Lee.* Coherent vortical Structures and Methods of their Control for Drag Reduction of Bodies // Proc. of the 9th International Conference on Hydrodynamics (ICHHD-2010). – Shanghai, China, 2010. – P. 45–50.
4. *Babenko V. V., Chun H. H., Inwon Lee.* Boundary Layer Flow over Elastic Surfaces and Combined Methods of Drag Reduction. – Pusan National University. Advanced Ship Eng. Research Center. Korea.: (In press), 2011. – 861 p.
5. *Бабенко В. В., Аббас Фадиль Махмуд, Гни-тецкий Н. А.* Взаимодействие пограничного слоя с трехмерными возмущениями // Прикладная гидромеханика. – 2011. – 2. – С. 55–67.
6. *Бабенко В. В.* Исследование взаимодействия и управления различных когерентных структур в пристенных течениях. Отчет о научно-исследовательской работе. – Институт гидромеханики НАНУ: 2001, № гос. Регистрации 0100 V004768. Инв. № 1.3.7.12. – 6–69 с.
7. *Schubauer G. B., Spangenberg W. G.* Forced Mixing in Boundary Layers // JFM. – 1960. – 8, Part 1). – P. 10–32.
8. *Мхитарян А. М., Ушаков В. В., Баскакова А. Г., Трубе́нок В. Д.* Аэрогидромеханика. Учебник для вузов. – М.: Машиностроение, 1984. – 352 с.
9. *Book of abstracts 10th European Drag Reduction Working Meeting* // 19–21 March. – Berlin, 1997. – P. 135.
10. *Логинов И. И.* Исследование аэродинамических характеристик крыльевых поверхностей с вихреобразователями. – Киев: КИИГА, 1972. – 184 с.

11. *Wendt B. J., Hingst W. R.* Flow structure in the wake of a wishbone vortex generator // *AIAA journal.*– 1999.– 32, N11.– P. 2234–2240.
12. *Чжен П.* Управление отрывом потока.– М.: Мир, 1979.– 552 с.
13. *Махмуд А. Ф.* Вихребразователи как средство улучшения аэродинамических характеристик самолета // *Вестник НАУ.*– 2007.– Вып. 1.– С. 126–129.
14. *Махмуд А. Ф.* Вихребразователи. Оптимизация геометрических размеров // *Сб. научных трудов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского ХАИ.*– 2007.– 36.– С. 139–145.
15. *Blackwelder R. F., Mochamed Gad-el-Hak* Method and Apparatus for Reducing turbulent skin Friction // *United States Patent.*– № 4,932,612.– 1990.– P. 1–11.
16. *Howard F. G., Quass B. F., Weinstein L. M. and Bushnell D. M.* Longitudinal Afterbody Grooves and Shoulder Radiusing for Low-Speed Bluff Body Drag Reduction // *Proc. Winter Annual Meeting, Washington.*– 1981, Nov.15–20.– P. 1–8.
17. *Howard F. G., Goodman W. L.* Axisymmetric Bluff-Body Drag Reduction through Geometrical Modification // *J. of Aircraft.*– 1985.– 22, №6.– P. 516–522.
18. *Ищенко С. А., Бондар О. В., Махмуд А. Ф.* Экспериментальні дослідження стану примежового шару, збуреного генератором вихорів // *Системи озброєння і військова техніка.*– 2008.– №3(15).– С. 104–109.
19. *Ушаков Б. А., Красильщиков П. П., Волков А. К.* Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев.– М.: БНТ НКАП при ЦАГИ, 1940.– 339 с.
20. *Lin J. C., Howard F. G., Selby G. V.* Small Submerged Vortex Generators for Turbulent Flow Separation Control // *Journal of Aircraft.*– 1990.– Vol. 27.– P. 502–507.
21. *Козлов Л. Ф., Бабенко В. В.* Экспериментальные исследования пограничного слоя.– Киев: Наукова думка, 1978.– 184 с.
22. *Козлов Л. Ф., Пыганюк А. И., Бабенко В. В. и др.* Формирование турбулентности в сдвиговых течениях.– Киев: Наукова думка, 1985.– 284 с.
23. *Бабенко В. В., Канарский М. В., Коробов В. И.* Пограничный слой на эластичных поверхностях.– Киев: Наукова думка, 1993.– 264 с.