

УДК 532.57 532.517 536.53 533.6

## ВЛИЯНИЕ ГЕНЕРАТОРОВ ВИХРЕЙ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДЕЛИ САМОЛЕТА "АЭРОПРАКТ А-20"

АВБАС F МАНМООН\*, В. В. БАБЕНКО\*\*, С. А. ИЩЕНКО\*\*\*

\* *Dijlah University College, Baghdad, Iraq*

\*\* *Институт гидромеханики НАН Украины, Киев*

\*\*\* *Национальный авиационный университет, Киев*

Получено 11.10.2011

Приведены результаты экспериментальных исследований влияния генераторов вихрей диффузорного типа на аэродинамические характеристики модели самолета "Аэропракт А-20" в зависимости от их размещения вдоль хорды крыла при отклонении закрылка на  $10^\circ$ . Эксперименты выполнены в аэродинамической трубе ТАД-2. При неотклоненном и отклоненном закрылке увеличение коэффициента подъемной силы обнаружено при максимальных углах атаки. При отклоненном закрылке наибольший эффект зафиксирован при размещении генераторов вихрей на расстоянии 20% хорды крыла. В этом случае коэффициенты сопротивления и продольного момента практически не изменялись.

Наведено результати експериментальних досліджень впливу генераторів вихорів дифузорового типу на аеродинамічні характеристики моделі літака "Аэропракт А-20" в залежності від їх розміщення вздовж хорди крила при відхиленні закрилка на  $10^\circ$ . Експерименти виконано в аеродинамічній трубі ТАД-2. При не відхиленому та відхиленому закрилку зріст коефіцієнту від'ємної сили виявлено при максимальних кутах атаки. При відхиленому закрилку найбільший ефект зафіксовано при розміщенні генераторів вихорів на відстані 20% хорди крила. При цьому коефіцієнти опору та продольного моменту практично не змінювались.

Results of experimental researches of influence of diffuser type vortex's generators on aerodynamic characteristics of plane model "Aeroprakt A-20" are resulted depending on their accommodation along a chord of a wing at a deviation of a flap on  $10^\circ$ . Experiments are executed in wind tunnel TAD-2. At not rejected and rejected flap the increase of elevating force coefficient is revealed at the maximal corners of attack. At the rejected flap the greatest effect is fixed at accommodation of vortex generators on distance of 20% of awing chord. In this case coefficients of resistance and the longitudinal moment practically did not change.

### ВВЕДЕНИЕ

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 работе [5] разработаны макеты КВС переходного пограничного слоя (ПС) и турбулентного пограничного слоя (ТПС). Обнаружен резонансный механизм взаимодействия возмущений в ПС. Получены безразмерные параметры, связывающие геометрическую структуру вносимых возмущений и кинематические характеристики ПС. Представлена методология взаимодействия КВС, возникающих в ПС в процессе естественного перехода, с вносимыми малыми трехмерными возмущениями в виде продольных вихревых пар, подобных вихрям Гертлера. Изготовлены различные виды механических генераторов вихрей (ГВ), устанавливаемых на пластине. Эксперименты проведены на жесткой пластине в замкнутой гидродинамической трубе и в разомкнутой аэродинамической трубе при подобных условиях экспериментов.

В авиации давно применяют различные конструкции генераторов вихрей (ГВ), устанавливаемых на обтекаемой поверхности для предотвращения отрыва ПС на профилях крыльев при взлете и посадке. Впервые результаты экспериментальных исследований влияния конструкции таких ГВ на характеристики ПС опубликованы в 1960 г. [6]. На протяжении длительного времени на кафедре аэродинамики КИИГА под руководством Мхитаряна А.М. выполнялись теоретические и экспериментальные исследования влияния различных видов ГВ на аэродинамические характеристики профилей крыла [7]. В исследованиях его учеников Трубенков В. Д., Фендрикова И. А., Фридланда В. Я., Лукашук С. А., Ударцева Е. П. и др. рассмотрены различные аспекты этого направления. В частности, были экспериментально исследованы характеристики ПС на профиле крыла при внесении в ПС различных видов возмущений. В носовой части профиля крыла вдоль его размаха устанавливалась система поперечных прямоугольных углублений, генерирующих трансверсальные КВС, которые должны были влиять на развитие волн Толлмина-Шлихтинга или устранять отрыв в носовой части профиля при больших углах ата-

ки. При другом способе в носовой части профиля в трансверсальном направлении сверлились косые отверстия, через которые выдувались закрученные струи, сносимые потоком на поверхность профиля. В результате в носовой части генерировалась система продольных вихрей. В хвостовой части на поверхности профиля в трансверсальном направлении устанавливалась система параллельных пар ГВ. Каждый ГВ состоял из пары вертикальных пластин так, что поочередно каждая пара пластин формировала диффузор и конфузор. Эти пары ГВ формировали вниз по потоку системы продольных вихрей. Вблизи этих ГВ располагался закрылок крыла, в носовой части которого в трансверсальном направлении были выполнены вдоль размаха закрылка ряды поперечных двумерных углублений. Расстояние между рядами этих углублений в носовой части профиля закрылка было существенно меньше, чем в остальной 2/3 части профиля закрылка. Взаимодействие генерируемых таким образом продольных и поперечных КВС устраняло отрыв на закрылке при больших углах отклонения закрылка.

В 1997 г. подобные результаты были повторены в исследованиях Бэхерта, Гринблатта, Тинаппа, Эрк и др. [8]. В работах Бэхерта на стабилизаторе устанавливались ГВ подобным образом, как и в исследовании Логинова [9]. В работе Гринблатта в носовой части профиля крыла устанавливалась шероховатость. В работе Тинаппа в носовой части закрылка устанавливалось одно углубление, через которое подавалось пульсирующее возмущение. Варьировалась масса и частота колебания импульса, генерируемого через эту щель. Отрыв ПС на закрылке устранялся даже при отклонении закрылка на угол  $35^\circ \div 45^\circ$ . Подобные исследования выполнил Эрк на носовой части профиля. Предложенный им новый метод устранения отрыва заключался в том, что отрывной пузырь на профиле сдувался пристеночной струей, подаваемой вдоль передней кромки в трансверсальном направлении.

В [10] исследована КВС, возникающих за ГВ, расположенном на профиле крыла. В отличие от традиционных ГВ исследована конструкция ГВ, выполненного в виде wishbone (поперечный рычаг автомобильной подвески). Предложенный ГВ состоял из двух изогнутых пластинок. В начале ГВ расстояние между пластинками составляло 68 мм, при этом высота их от нуля повышалась по потоку до высоты 25 мм по кривой с радиусом 152 мм. Вдоль потока пластинки изгибались навстречу друг другу по радиусу 79 мм. В районе соединения этих пластинок радиус искривления их наружной стороны плавно изменялся на противо-

положный и составлял 65 мм. Измерения показали, что за ГВ такой сложной конструкции формируется пара продольных вихрей, вращающихся в противоположные стороны. В [11] приведены формы вырезов на передней кромке крыла, приводящие к формированию интенсивных продольных КВС. В [1, 3–6] приведены другие конструкции ГВ и предложена систематизация методов формирования КВС в ПС.

В [12, 13] приводятся различные варианты ГВ, выполненных в виде одиночных вертикальных пластинок и варианты компоновки систем таких пластинок, а также их расположения на профилях крыльев самолетов и в некоторых местах на фюзеляжах, а также в турбинах двигателей.

В [14] 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.

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 такую конструкцию применил на самолетах авиаконструктор 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 инжекции 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.

При исследовании влияния ГВ, установленных на летательном аппарате (ЛА), на его аэродинамические характеристики необходимо учитывать не только КВС пограничного слоя, но и другие виды КВС, возникающих при движении ЛА [1–4]. В частности, при движении реальных тел в угловых местах сочленения их конструктивных деталей возникают крупные продольные вихревые структу-

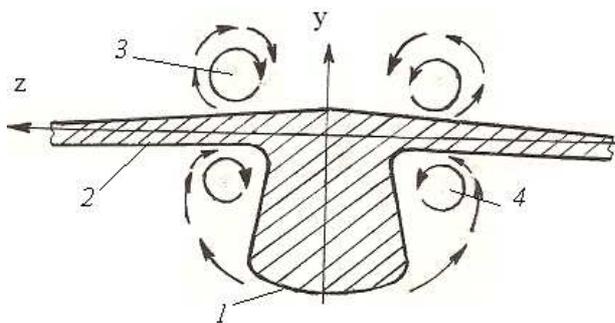


Рис. 1. Копия фотографии формирования системы крупных продольных вихрей при движении самолета – верхнеплана:  
1 – поперечное сечение фюзеляжа, 2 – крыла, 3 – верхней пары вихрей, 4 – нижней пары вихрей [16]

ры, которые оказывают влияние как на ПС, так и на последующие элементы ЛА, в частности, на оперение или движители. На рис.1 приведена копия картины визуализации формирования таких вихрей при обтекании самолетов с верхним расположением крыла [16]. Известно, что при исследовании продольного обтекания прямоугольного угла формируется пара крупных продольных вихрей [1–4]. При определенных условиях вблизи обтекаемых стенок угла может формироваться пара вторичных продольных вихрей. В реальных условиях угловые конструкции состоят из поверхностей сложной формы. Это приводит к формированию продольных вихрей сложной конфигурации (рис. 1). В [16] показано также, что при движении ЛА при ненулевом угле атаки возникает растекание потока вдоль поверхности крыла. Нулевая точка перемещается на нижнюю поверхность профиля. Поток движется от нулевой точки частично против потока, перетекая на верхнюю плоскость профиля крыла. Это приводит к тому, что у самолета с верхним расположением крыла одновременно на верхней поверхности крыла возникает дополнительная пара крупных продольных вихрей.

В настоящее время развивается также бионический подход для определения оптимальных методов управления КВС, возникающих при обтекании ЛА. Основные положения бионического подхода приведены, в частности, в [3, 17, 18]. В [1] приведена фотография строения оперения птиц. Видно, структура перьев имеет те же тенденции и физическое значение, что и чешуйчатый покров у водных животных. Аэродинамик Вольфганг Либе [см. в 19] в 1938 обнаружил у птицы поморника интересную особенность (рис. 2). При рискованных маневрах полета птиц на верхней поверхно-



Рис. 2. Строение покровных перьев у птиц поморник (Stercoraiaidae) [19]

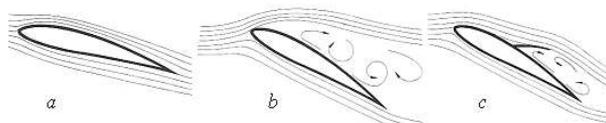


Рис. 3. Обтекание профиля со щитками, демпфирующими отрыв ПС [19]

сти крыльев формируется отрыв и обратное течение пограничного слоя (на рис. 2 показано стрелкой). Высокоэластичные наружные ряды покровного пера крыльев поднимаются у птицы самостоятельно и отрыв автоматически предотвращается. Покровные перья принимают функцию гасителя отрывного потока. Важно отметить, что строение крыльев птиц имеет особенность: отрыв происходит только в определенных местах по размаху крыла.

На рис. 3 приведена схема обтекания профиля при безотрывном обтекании (небольшие углы атаки) – а; при отрыве потока на верхней плоскости крыла (большие углы атаки) – b; при отклоненных щитках, демпфирующих отрыв – с. На рис. 4 приведены предварительные результаты экспериментальных исследований Giannino Patone и Werner Müller обтекания профиля крыла, снабженного щитками для предотвращения отрыва ПС. Эксперименты выполнены в аэродинамической трубе [см. в 19]. В качестве модели покровных крыльев G. Patone и W. Müller использовали перфоленты. Подъемная сила одного и того же профиля крыла с искусственными покровными перьями сохраняет безотрывное обтекание до угла атаки  $40^\circ$ , в то время как на чистом профиле уже при  $18^\circ$  отчетливо фиксируется отрыв.

В авиации широко применяются отклоняемые щитки, устанавливаемые в задней части крыла.

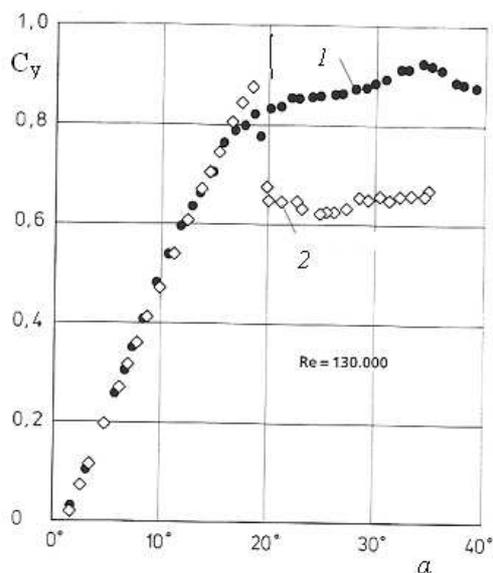


Рис. 4. Залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки для профіля, снабженого щитками (1), і для чистого профіля (2) [19]

Ети щитки на більших кутах атаки відхиляються на кут, визначений заздалегідь при продувках в аеродинамічній трубі. Для перевірки об'явленого G. Patone і W. Müller явлення Бехерт і др. виконали експериментальні дослідження на профілі крила. При проведенні експериментальних досліджень Бехерт встановлював на крилі щитки на вільних шарнірах. Встановлювався один ряд щитків [20, 21]. В [22, 23] приведена фотографія натурних випробувань на планері з двигателем і результати натурних випробувань. Испытывались два вида трапециевидных щитков - непроницаемые и с проницаемой поверхностью. Щитки были не сплошные, а состояли из отдельных секций, чтобы реагировать на любую область отрыва вдоль размаха крыла. Щитки были сделаны трапециевидными и проницаемыми, чтобы устранять не только отрыв на крыле, но и отрыв за щитком во время его отклонения. Щитки были эффективны до углов атаки  $20^\circ$ . В [24] исследована эффективность проницаемых щитков, установленных вдоль размаха крыла в два ряда. Численные исследования Schatz M. и др. [25] определили эффективность отклонения щитков до угла  $52^\circ$ .

Бионические исследования Кэзел (см. в [23]) крыльев стрекозы обнаружили особенности строения их задней кромки. В [26] выполнены экспериментальные исследования несущих характеристик моделей крыла с профилями CAST 10-2/DOA2 ( $Re = 2,7 \cdot 10^6$ ) и HQ17 ( $Re = 10^6$ ). Были исследованы различные варианты конструкции мини-

щитков, прикрепленных неподвижно снизу к концевой части профиля и отклоненных под углом  $90^\circ$ . Эффективность этих щитков зафиксирована до углов атаки  $15^\circ$ . Бехерт исследовал на том же аэродинамическом профиле HQ17 влияние на аэродинамические характеристики крыла различных форм задней кромки [23].

В настоящей работе будет рассмотрено влияние трехмерных КВС, генерируемых в ПС с помощью генераторов вихрей диффузорного вида, на аэродинамические характеристики модели самолета "Аэропракт А-20".

## 1. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА УСТАНОВКА І ОБОРУДОВАНИЕ ДЛІ ПРОВЕДЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ

Експериментальні дослідження впливу генераторів вихрей, розміщених на поверхності крила, на аеродинамічні характеристики моделі самолета "Аэропракт А-20" виконані в аеродинамічній трубі ТАД-2 Національного авіаційного університету, г. Київ, (рис. 5). Експериментальні дослідження впливу ГВ на аеродинамічні характеристики моделі самолета проводились на моделі самолета загального призначення "Аэропракт А-20", виконаній в масштабі  $1/4$ . Модель самолета мала геометричні параметри:

- розмах крила – 2,5 м;
- довжина фюзеляжа – 3,0 м;
- площадь крила –  $1,25 \text{ м}^2$ ;
- довжина хорди крила – 0,5 м;
- еквівалентний діаметр фюзеляжа – 0,35 м;
- координата найбільшої відносної товщини профіля крила  $X_c=0,25$ .

"Аэропракт А-20" – двухмєстний ЛА, високіплан нормальній аеродинамічній схемі з кабіною закритої типу, неубираючимся шасі і з хвостовою опорою. На самолеті встановлений двигатєль Rotax-503 з толкаючим винтом змінюємого шага. Самолет призначений для виконання польотів днем при хороших метеоумовиях. Конструкція шасі і тяговооруженність забезпечують його експлуатацію на площадках з бетонними і ґрунтовими взлетно-посадочними полосами. Крыло самолета оснащено механізацією – щєлевими флаппєронами, відхилюємыми при взлетно-посадочном положєнні. Аэродинамічєская труба ТАД-2 має закритий робочий участок восьмигранного сєчення з розмірами  $4 \times 2,5$  м. Максимальна шєрсть потоку в робочєй частє 40 м/с. ТАД-2 снабжена аэродинамічєскими



Рис. 5. Модель самолета "Аэропракт А-20", установленная в аэродинамической трубе ТАД-2

шестикомпонентными электротензометрическими весами 6КЭТВ, предназначенными для измерения сил и моментов при испытании аэродинамических моделей. Весы обеспечивают фиксацию и изменение углов атаки и скольжения испытываемой модели в рабочей части аэродинамической трубы.

Модель устанавливается в горизонтальном положении на весах с помощью ленточной подвески, соединенной с измерительным устройством, и закрепляется в двух основных передних точках, расположенных вблизи передней кромки крыла, и в задней (или передней) точке, лежащей в вертикальной плоскости модели. Изменение угла атаки ( $\alpha$ ) модели производится с помощью механизма путем подъема или опускания заднего (или переднего) узла крепления модели и поворота модели относительно горизонтальной оси, проходящей через центры основных передних узлов крепления. Весы обеспечивают испытание моделей в диапазоне угла атаки  $\alpha$  в пределах от  $+15^\circ$  до  $-25^\circ$  (1-й вариант компоновки рычага механизма) и от  $+40^\circ$  до  $-6^\circ$  (2-й вариант компоновки). При угле скольжения модели  $\beta = 0$  конструкция подвески обеспечивает разложение всех аэродинамических сил, действующих на модель, на шесть компонентов сил. Математическая обработка результатов измерений дает возможность определить величины  $X_\Sigma$  – лобового сопротивления модели,  $Y_\Sigma$  – подъемной силы,  $M_x$  – момента крена,  $M_y$  – момента рыскания и  $M_z$  – продольного момента. Система измерения нагрузок на модель включает тензометрические преобразователи весов и тензометриче-

ские усилители SCAIME-8MJ. Максимальные значения измерений компонент  $X_i$  – 200N, а  $Y_i$  и  $Z_i$  – 400N. Система измерения угла установки модели реализована на аппаратуре Ф-5071. Система измерения скоростного напора, включающая датчик Motorola MPXY-5004DP, имеет диапазон калибровки  $0 \div 1150$  Па.

Измерение выходных сигналов датчиков проводилось платой расширения PCLabCard-711 фирмы Advantech, США, встроенной в ПЭВМ на базе процессора Pentium-233 MMX. Плата расширения содержит 8-канальный мультиплексор и 12-разрядный 25-мкс АЦП. Все аттестации, градуировки и калибровки системы измерения осуществлялись для измерительного тракта путем подачи на вход датчиков эталонных нагрузок и получение в ПЭВМ значений выходных сигналов. Перед началом экспериментальных исследований была выполнена юстировка системы разложения сил. Градуировка аэродинамических шестикомпонентных тензометрических весов 6КЭТВ проводилась согласно методике [27].

Обработка результатов весовых испытаний на всех этапах исследования выполнялась согласно принятой в НАУ методике. При весовых испытаниях в аэродинамической трубе ТАД-2 НАУ принят метод многократных статистических измерений. На протяжении 8 с автоматизированная система измерений под управлением ПЭВМ выполняет 250 последовательных измерений значений выходных сигналов тензометрических весов и скоростного напора. Дальнейшая обработка включа-

ет цифровую фильтрацию и вычисление оценки измеряемого параметра в виде среднего арифметического.

Методика испытаний на весах 6КЭТВ в аэродинамической трубе ТАД-2 предусматривает этап измерения нагрузок на компоненты весов при отсутствии потока во всем диапазоне изменения углов установки модели. Указанные нагрузки аппроксимируют полиномами третьей степени. При испытаниях в потоке из результатов наблюдений исключаются вычисленные для конкретного угла установки модели значения нагрузок на весы без потока, что обеспечивает получение в результате наблюдений значений аэродинамических нагрузок. Из полученных результатов исключаются поправки на влияние подвески, геометрический и индуктивный скосы потока в вертикальной плоскости. Влияние подвески было определено в специальном эксперименте, включавшем продувку изолированной подвески в пустой трубе. Поправки на геометрический и индуктивный скосы потока рассчитывались по результатам аттестации потока аэродинамической трубы ТАД-2. Все указанные поправки вводились в программу проведения весового эксперимента.

Для исследования влияния ГВ на интегральные характеристики модели ЛА была использована та же конструкция ГВ (рис. 6), что и при проведении исследований на плоской пластине [5] и на модели крыла [14]. Подробное описание данного ГВ и принципа его функционирования приведены в [5]. Геометрические параметры ГВ диффузорного типа составляли:

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

Значение этих параметров для ГВ, установленных на пластине, имеют определенные соотношения [28 и др.]:  $h/\delta = 0.3 \div 1.1$ , где толщина ПС  $\delta$  измерена в месте расположения генератора вихрей;  $b/h = 2.5 \div 7.0$ ;  $b/d = 0.5 \div 1.5$ ;  $\beta = 10^\circ \div 25^\circ$ . Для определения оптимального положения ГВ важным является также параметр  $D$  – расстояние между двумя ГВ. Параметр  $\bar{D}$  принято рассчитывать относительно длины генераторов вихрей,  $\bar{D} = D/b$ . Анализ результатов исследований влияния ГВ на ПС [6] свидетельствует, что наиболее приемлемым является соотношение  $\bar{D}=4$ . В настоящих экспериментах  $b/h = 6.1$ ;  $b/d = 1.12$ ;  $\bar{D}=4.4$ . Как показано в [5, 14], важным является безразмерная величина размещения ГВ вдоль хорды крыла –  $L_{gv} = X_i/X_{chord}$ , где  $X_i$  –

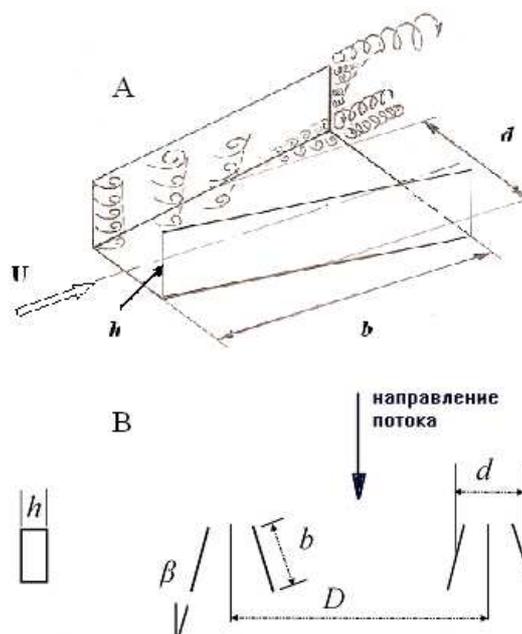


Рис. 6. Схема обтекания одиночного генератора вихрей диффузорного типа [5]

текущее расстояние вдоль хорды крыла, а  $X_{chord}$  – размер хорды крыла.

## 2. ВЛИЯНИЕ ГЕНЕРАТОРОВ ВИХРЕЙ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДЕЛИ САМОЛЕТА "АЭРОПРАКТ А-20"

При проведении экспериментальных исследований на модели ЛА были учтены полученные ранее результаты [5, 14]. В настоящих экспериментах важно определить влияние ГВ на аэродинамические характеристики модели ЛА с убранной и отклоненной механизацией крыла. Следует учесть также специфику пространственного обтекания поверхности крыла конечного размаха, установленного на модели реального ЛА. Как и в [14], были проведены экспериментальные исследования по определению влияния места расположения ГВ вдоль хорды крыла. При этом следует учитывать геометрические особенности профиля крыла модели самолета А-20 с максимально толщиной профиля крыла, расположенной на 25% длины хорды. Были выполнены измерения аэродинамических характеристик модели ЛА при установке ГВ на расстоянии  $L_{gv} = 10\%$ ,  $20\%$  и  $30\%$  хорды крыла.

Результаты весовых испытаний модели ЛА А-20 с установленными на поверхности крыла ГВ при убранном закрылке представлены на рис. 7, 8 в

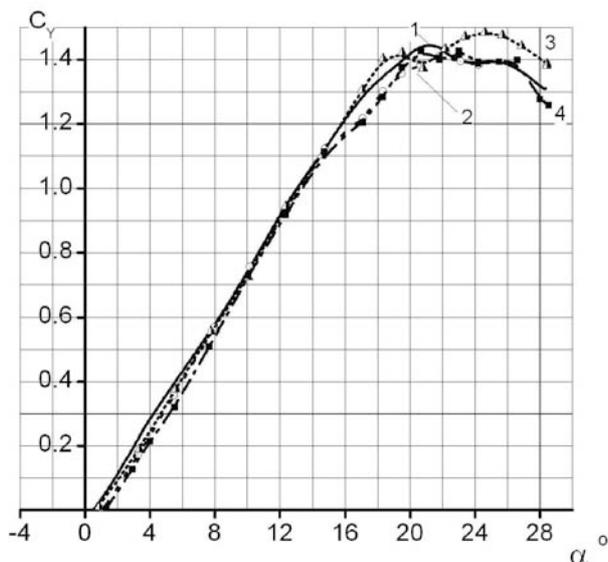


Рис. 7. Сравнение зависимостей  $C_y = f(\alpha)$  модели ЛА А-20 при убранном закрылке:  
1 – без ГВ; 2 –  $L_{gv} = 10\%$ ; 3 –  $20\%$ ; 4 –  $30\%$

виде зависимостей интегральных коэффициентов подъемной силы  $C_y$ , и продольного момента  $m_z$  от угла атаки  $\alpha$ . Согласно рис. 7, влияние ГВ проявляется в области критических углов атаки в диапазоне  $\alpha = 15^\circ \div 28^\circ$ . ГВ, установленные на крыле ЛА при  $L_{gv} = 20\%$ , увеличило коэффициент  $C_y$  на 0.1 в диапазоне  $\alpha = 23^\circ \div 27^\circ$ . При этом максимальное значение  $C_y$  зафиксировано при большем угле атаки  $\alpha = 25^\circ$  (без ГВ  $\alpha = 21^\circ$ ). Подобные результаты приводятся в исследованиях Бэхерта, но при меньших углах атаки. Были выполнены также измерения сопротивления модели ЛА А-20 и построены зависимости  $C_x = \varphi(\alpha)$  при тех же условиях, что приведены на рис. 7. Зависимости коэффициентов  $C_x$  от угла атаки  $\alpha$  с убранном закрылком незначительно выше эталонной кривой в диапазоне углов атаки  $\alpha = 4^\circ \div 22^\circ$ , не превышая величину  $\Delta C_x = 0.01$ . При установке ГВ на расстоянии 20% хорды крыла  $\Delta C_x \approx 0.02$  в диапазоне углов атаки  $\alpha = 17^\circ \div 21^\circ$ .

Моментные характеристики модели ЛА А-20 (рис. 8) показали, что только при  $L_{gv} = 20\%$  моментные характеристики практически не изменились. При расположении ГВ на крыле при  $L_{gv} = 10\%$  и  $30\%$  и при нулевом угле атаки зафиксировано увеличение положительного продольного момента соответственно на  $\Delta m_z = 0.15$  и  $0.1$ . При возрастании углов атаки крыла моментные характеристики ухудшились, а величина  $\Delta m_z$  плавно уменьшилась по сравнению с эталоном до  $\Delta m_z = 0.04$ .

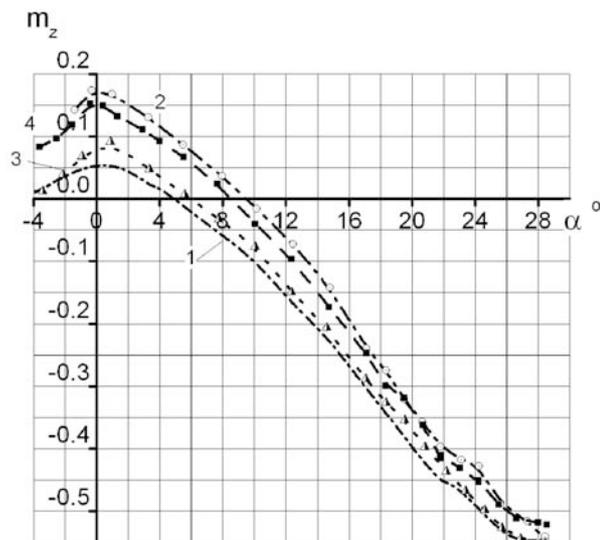


Рис. 8. Сравнение зависимостей  $m_z = \psi(\alpha)$  модели ЛА А-20 при убранном закрылке:  
1 – без ГВ; 2 –  $L_{gv} = 10\%$ ; 3 –  $20\%$ ; 4 –  $30\%$

Результаты весовых испытаний модели ЛА А-20 с установленными на поверхности крыла ГВ при отклонении закрылка на  $10^\circ$  представлены на рис. 9 – 11 в виде зависимостей интегральных коэффициентов подъемной силы  $C_y$ , лобового сопротивления  $C_x$  и продольного момента  $m_z$  от угла атаки  $\alpha$ . При отклоненном закрылке максимальное значение величины  $C_y$  возросло с 1.4 до 1.7. В то же время, сохранились те же закономерности, которые представлены на рис. 7 при размещении ГВ на различном расстоянии вдоль хорды крыла. При отклонении закрылка влияние ГВ проявляется в области критических углов атаки практически в том же диапазоне  $\alpha = 16^\circ \div 28^\circ$ . При  $L_{gv} = 20\%$  максимальное значение  $C_y$  не изменилось по сравнению с эталоном. При этом максимальное значение  $C_y$  зафиксировано при большем диапазоне углов атаки –  $\alpha = 21^\circ \div 25^\circ$  (без ГВ –  $\alpha = 21^\circ$ ).

Коэффициенты сопротивления  $C_x$  при отклоненном закрылке для всех случаев расположения ГВ вдоль хорды крыла возросли в диапазоне  $\Delta C_x = 0.02 \div 0.035$ . Это совпадает с результатами монографии [29], в которой показано, что с увеличением толщины профиля крыла и его кривизны сопротивление возрастает.

Моментные характеристики модели ЛА А-20 при отклоненном закрылке (рис. 11) изменили закономерности при положительных углах атаки по сравнению с закономерностями модели крыла при неотклоненном закрылке (рис. 8). При отклонен-

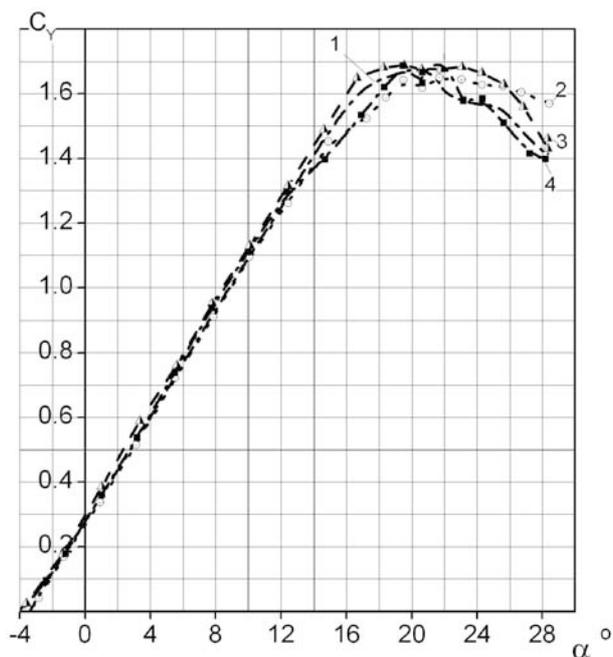


Рис. 9. Сравнение зависимостей  $C_y = f(\alpha)$  модели ЛА А-20 при отклоненном закрылке на  $10^\circ$ : 1 – без ГВ; 2 –  $L_{gv} = 10\%$ ; 3 –  $20\%$ ; 4 –  $30\%$

ном закрылке варианты размещения ГВ вдоль хорды крыла практически не изменили моментные характеристики крыла ЛА. Кривая 2 на рис. 11 при  $L_{gv} = 10\%$  свидетельствует о незначительном ухудшении моментных характеристик модели крыла.

Анализ результатов этого параметрического исследования, выполненного на модели ЛА А-20 с убраным и отклоненным закрылком на  $10^\circ$ , позволяет определить наиболее выгодное место установки генераторов вихрей с точки зрения улучшения несущих свойств крыла. Полученные результаты для проведения анализа удобно выразить в виде зависимостей приращений коэффициентов подъемной силы  $\Delta C_y$ , лобового сопротивления  $\Delta C_x$  и продольного момента  $\Delta m_z$  от угла атаки  $\alpha$ :

$$\Delta C_{y_{gv}} = C_{y_{gv}} - C_{y_0};$$

$$\Delta C_{x_{gv}} = C_{x_{gv}} - C_{x_0};$$

$\Delta m_{z_{gv}} = m_{z_{gv}} - m_{z_0}$ , где индексы  $gv$  и  $0$  обозначают соответственно коэффициенты с генераторами вихрей и без них. Приращения коэффициентов подъемной силы  $\Delta C_y$ , лобового сопротивления  $\Delta C_x$  и продольного момента  $\Delta m_z$ , вызванные установкой генераторов вихрей при различных  $L_{gv}$  с убраным закрылком, представлены на рис.12–14 в виде зависимостей от угла атаки  $\alpha$ . Приведенные на этих рисунках результаты со-

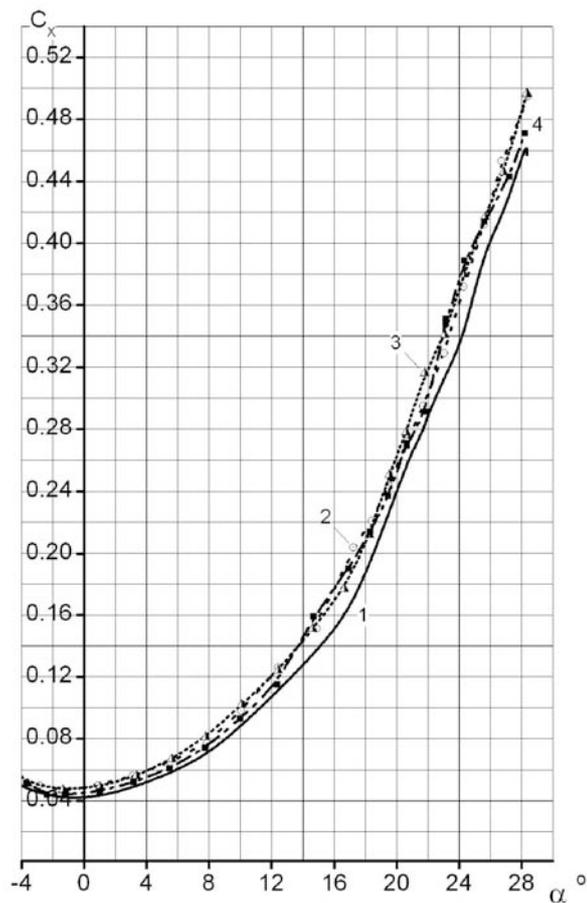


Рис. 10. Сравнение зависимостей  $C_x = \varphi(\alpha)$  модели ЛА А-20 при отклоненном закрылке на  $10^\circ$ : 1 – без ГВ; 2 –  $L_{gv} = 10\%$ ; 3 –  $20\%$ ; 4 –  $30\%$

гласуются с выводами, полученными при анализе рис. 7, 8.

Приращения коэффициентов подъемной силы  $\Delta C_y$ , лобового сопротивления  $\Delta C_x$  и продольного момента  $\Delta m_z$ , вызванные установкой генераторов вихрей при различных координатах установки ГВ на крыле ЛА А-20 с отклоненным на  $10^\circ$  закрылком, представлены на рис. 15–17 в виде зависимостей от угла  $\alpha$ .

### 3. ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Исследования проводились при скорости 20 м/с и степени турбулентности основного потока  $\varepsilon \approx 2\%$ . Число Рейнольдса, вычисленное по длине хорды крыла модели ЛА А-20, составило  $Re = 6.7 \cdot 10^5$ . Толщина ламинарного ПС в конце хорды крыла

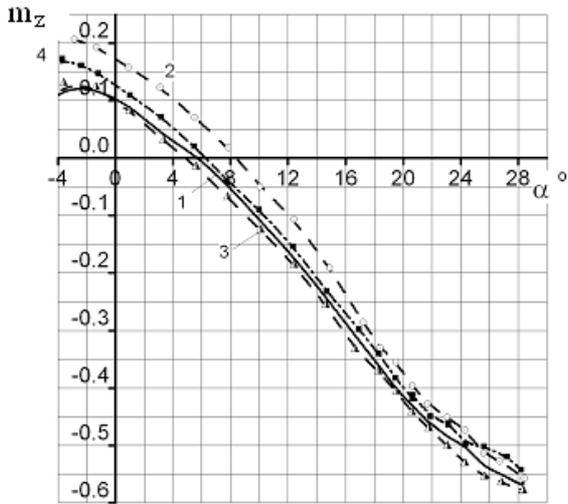


Рис. 11. Сравнение зависимостей  $m_z = \psi(\alpha)$  модели ЛА А-20 при отклоненном закрылке на  $10^\circ$ : 1 – без ГВ; 2 –  $L_{gv} = 10\%$ ; 3 –  $20\%$ ; 4 –  $30\%$

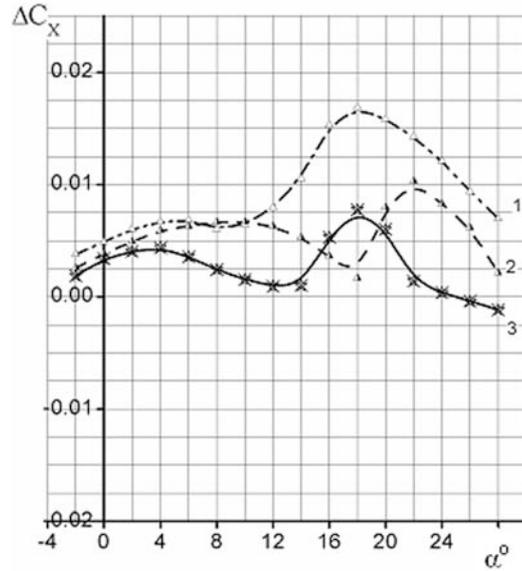


Рис. 13. Сравнение зависимостей  $\Delta C_x = \varphi(\alpha)$  модели ЛА А-20 при убранном закрылке: 1 –  $L_{gv} = 10\%$ ; 2 –  $20\%$ ; 3 –  $30\%$

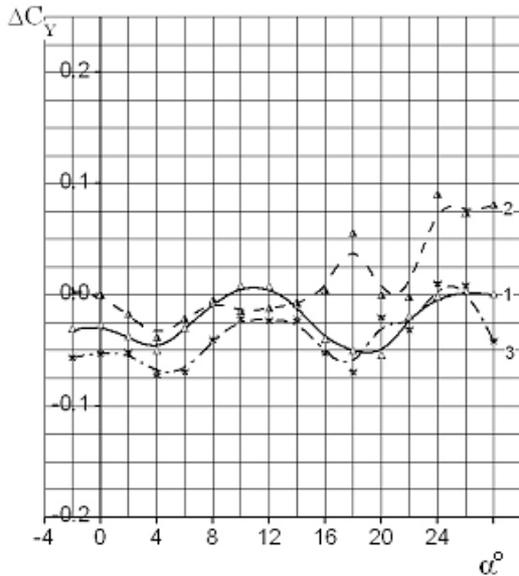


Рис. 12. Сравнение зависимостей  $\Delta C_y = f(\alpha)$  модели ЛА А-20 при убранном закрылке: 1 –  $L_{gv} = 10\%$ ; 2 –  $20\%$ ; 3 –  $30\%$

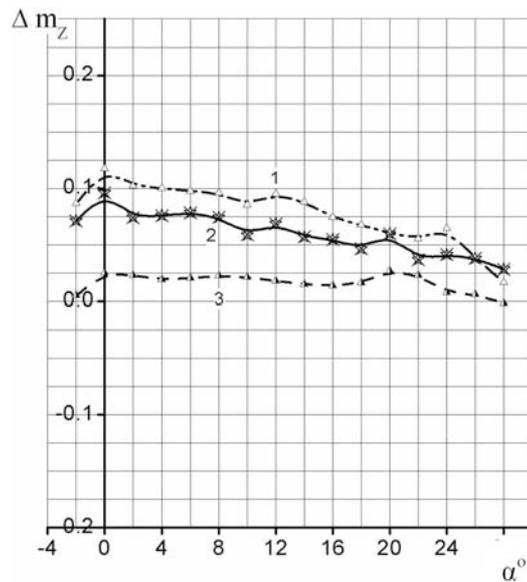


Рис. 14. Сравнение зависимостей  $\Delta m_z = \psi(\alpha)$  модели ЛА А-20 при убранном закрылке: 1 –  $L_{gv} = 10\%$ ; 2 –  $20\%$ ; 3 –  $30\%$

составила  $\delta = 2.64$  мм, соответственно при  $L_{gv} = 10\%$  – 0.84 мм; при  $20\%$  – 1.2 мм; при  $30\%$  – 1.44 мм. С учетом кривизны профиля толщина ПС будет незначительно отличаться. Толщина турбулентного ПС в конце хорды крыла составила  $\delta = 2.0$  см. Согласно [30], точка минимума давления у обычных профилей располагается на верхней стороне недалеко за передней кромкой. Это способствует раннему переходу ламинарного ПС в тур-

булентный, а при увеличении углов атаки приводит к перераспределению давления вдоль профиля крыла. В результате точка приложения равнодействующей коэффициента давления будет перемещаться к передней кромке профиля. Это следует учитывать при анализе полученных результатов. Учитывая, что высота стенки ГВ  $h = 3$  мм, по-

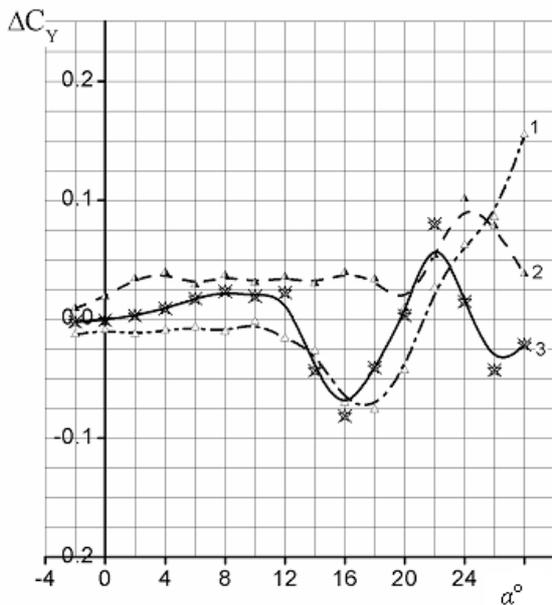


Рис. 15. Сравнение зависимостей  $\Delta C_y = f(\alpha)$  модели ЛА А-20 при отклоненном закрылке на  $10^\circ$ :  
1 –  $L_{gv} = 10\%$ ; 2 –  $20\%$ ; 3 –  $30\%$

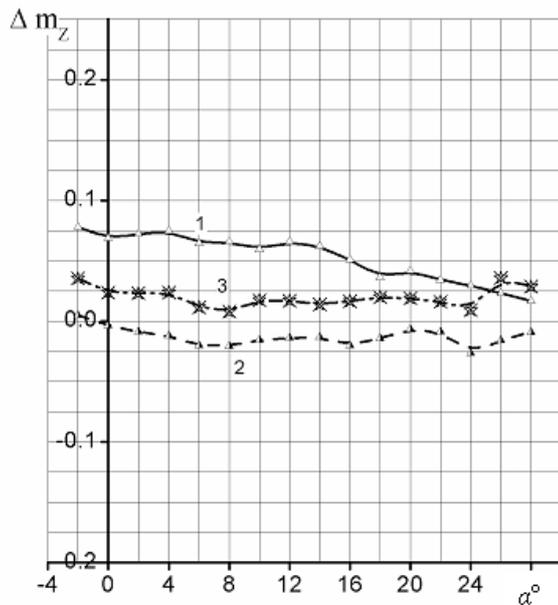


Рис. 17. Сравнение зависимостей  $\Delta m_z = \psi(\alpha)$  модели ЛА А-20 при отклоненном закрылке на  $10^\circ$ :  
1 –  $L_{gv} = 10\%$ ; 2 –  $20\%$ ; 3 –  $30\%$

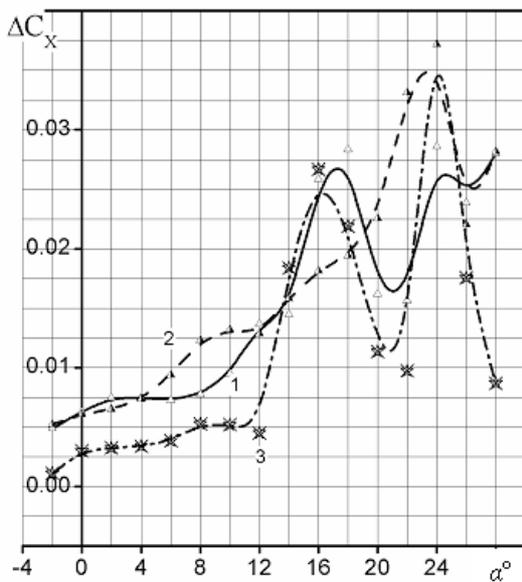


Рис. 16. Сравнение зависимостей  $\Delta C_x = \varphi(\alpha)$  модели ЛА А-20 при отклоненном закрылке на  $10^\circ$ :  
1 –  $L_{gv} = 10\%$ ; 2 –  $20\%$ ; 3 –  $30\%$

лучим для ламинарного ПС соответствующие соотношения –  $h/\delta = 1.14$  (в конце хорды крыла), при  $L_{gv} = 10\%$  – 3.6; при  $20\%$  – 2.5; при  $30\%$  – 2.08. Это свидетельствует, что во всех случаях при ламинарном ПС ГВ располагаются выше толщины ПС. В случае переходного и турбулентного

ПС, а также при утолщении ПС при возрастании углов атаки толщина ПС может возрасти на порядок. Тогда ГВ будут располагаться внутри ПС. В этом случае для учета их влияния на аэродинамические характеристики крыла ЛА следует учитывать закономерности проблемы восприимчивости ПС, приведенные в [5]. Согласно результатам исследований, приведенным в [5], при указанных величинах  $Re$  и  $\epsilon$  в рабочем участке аэродинамической трубы в ПС крыла модели ЛА А-20 при нулевом угле атаки толщина ПС может быть несколько больше, и в ПС будут существовать КВС, в зависимости от  $L_{gv}$ . Например, до  $L_{gv} = 30\%$  в ПС будут существовать КВС I – IV этапов переходного ПС [5]. При увеличении угла атаки в ПС будут 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 за ГВ вихревые системы успеют развиться и сформироваться в симметричные трехмерные возмущения (рис.6). 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, разме-

ры и энергию. 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. Это и отражено на рис. 7, когда влияние ГВ проявляется в диапазоне  $\alpha = 15^\circ \div 28^\circ$ . Максимальный эффект получен при  $L_{gv} = 20\%$ , когда  $\Delta C_y = 0.1$  в диапазоне  $\alpha = 23^\circ \div 27^\circ$ . Протяженность хорды крыла мала, поэтому вносимые и естественные КВС не успевают оптимально взаимодействовать. Этим и объясняется, что на всех приведенных выше графиках влияние ГВ проявляется только вблизи критических углов атаки. Максимальное значение коэффициента  $C_y$  простого крыла без механизации составляет 1.4, минимальное значение при  $\alpha = 0$  коэффициента  $C_x$  составляет 0.01 [29]. В настоящих исследованиях получены аналогичные данные для  $C_y$ , при этом  $C_x = 0.04$ . Отличие состоит также в том, что для изолированного крыла критический угол атаки составляет  $17^\circ$  [29], а в настоящих экспериментах –  $21^\circ$ .

При отклонении закрылка при нулевом угле атаки соответствующие данные, согласно [29], составляют  $C_{x\ min} = 0.19$ ;  $C_{y\ max} = 2.15$ , критический угол атаки  $\alpha_{cr} = 14^\circ$ . По данным измерениям аналогичные данные составили:  $C_{x\ min} = 0.04$ ;  $C_{y\ max} = 1.7$ , критический угол атаки  $\alpha_{cr} = 20^\circ$ . Качественно в нашем эксперименте получены аналогичные данные. В работе [30] без отклонения и при отклонении щитка получены максимальные значения коэффициента  $C_y$  такие же, как и в настоящих экспериментах.

Без отклонения щитка–закрылка и при его отклонении установка ГВ приводит к увеличению максимальных значений коэффициента  $C_y$  и значения критического угла атаки. Сравнение результатов, полученных на модели крыла ( $C_{y\ max} = 0.65$ ,  $C_{x\ min} = 0.05$ ) [14], с приведенными выше результатами ( $C_{y\ max} = 1.4$ ,  $C_{x\ min} = 0.04$ ) показали, что значение коэффициентов  $C_y$  отличаются. Возможно, это обусловлено масштабным эффектом и отличием значения индуктивного сопротивления в обоих случаях. При исследовании модели изолированного крыла его удлинение было меньше. Удлинение крыла можно рассчитать по формулам:

$$\lambda = l^2/S \text{ или } \lambda = l/b,$$

где  $\lambda$  – удлинение крыла,  $l$  – размах,  $S$  – площадь,  $b$  – величина хорды крыла. Для прямоугольного крыла обе формулы дают аналогичные результаты: для модели крыла  $\lambda = 3.75$  [14], а для модели

ЛА А-20  $\lambda = 5$ .

## ВЫВОДЫ

1. Зафиксировано положительное влияние ГВ на несущие свойства модели ЛА А-20 в области критических углов атаки. Приращение максимального коэффициента подъемной силы при убранном закрылке проявляется в области критических углов атаки в диапазоне  $\alpha = 15^\circ \div 28^\circ$ . Коэффициент  $C_y$  увеличился на 0.1 в диапазоне  $\alpha = 23^\circ \div 27^\circ$ . При этом максимальное значение  $C_{y\ max}$  зафиксировано при большем угле атаки  $\alpha_{cr} = 25^\circ$  (без ГВ –  $\alpha_{cr} = 21^\circ$ ). При отклоненном закрылке максимальное значение величины  $C_y$  возросло с 1.4 до 1.7.

2. Размещение ГВ на крыле модели ЛА А-20 практически не влияет на сопротивление модели при убранном закрылке.

3. Моментные характеристики модели ЛА А-20 показали, что при  $L_{gv} = 20\%$  моментные характеристики практически не изменились. При расположении ГВ на крыле при  $L_{gv} = 10\%$  и  $30\%$  при нулевом угле атаки зафиксировано увеличение положительного продольного момента соответственно на  $\Delta m_z = 0.15$  и 0.1. При возрастании углов атаки крыла моментные характеристики ухудшились, а величина  $\Delta m_z$  плавно уменьшилась по сравнению с эталоном до  $\Delta m_z = 0.04$ .

4. Коэффициенты сопротивления  $C_x$  при отклоненном закрылке для всех случаев расположения ГВ вдоль хорды крыла возросли в диапазоне  $\Delta C_x = 0.02 \div 0.035$ . Увеличение значения коэффициента лобового сопротивления на полетных углах атаки при установке генераторов вихрей на крыле самолета составляет  $\Delta C_x = 0.01$ . Для уменьшения этой величины целесообразно выполнять генераторы вихрей убирающимися.

5. Исследования показали, что для данной модели самолета наиболее выгодным для увеличения несущих свойств крыла является установка ГВ на  $L_{gv} = 20\%$ .

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 Столетию. – 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.– Kluwer Academic publishers. Dordrecht /Boston / London: (In press), 2012.– 561 p.
5. Бабенко В. В., Abbas F. Mahmood, Гнитецкий Н. А. Взаимодействие пограничного слоя с трехмерными возмущениями // Прикладная гидромеханика.– 2011.– 3.– С. 3–22.
6. Schubauer G. B., Spangenberg W. G. Forced Mixing in Boundary Layers // JFM.– 1960.– 8, Part 1.– P. 10–32.
7. Мхитарян А. М., Ушаков В. В., Баскакова А. Г., Трубёнок В. Д. Аэрогидромеханика. Учебник для ВУЗов.– М.: Машиностроение, 1984.– 352 с.
8. Book of abstracts 10th European Drag Reduction Working Meeting // 19–21 March.– Berlin, 1997.– P. 135.
9. Логинов И. И. Исследование аэродинамических характеристик крыльевых поверхностей с вихребразователями.– Киев: КИИГА, 1972.– 184 с.
10. Wendt B. J., Hingst W. R. Flow structure in the wake of a wishbone vortex generator // AIAA journal.– 1999.– 32, N11.– P. 2234–2240.
11. Чжен П. Управление отрывом потока.– М.: Мир, 1979.– 552 с.
12. Махмуд А. Ф. Вихребразователи как средство улучшения аэродинамических характеристик самолета // Вестник НАУ.– 2007.– Вып. 1.– С. 126–129.
13. Махмуд А. Ф. Вихребразователи. Оптимизация геометрических размеров // Сб. научных трудов Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского.– Харьков.– ХАИ.– 2007.– 36.– С. 139–145.
14. Бабенко В. В., Abbas F. Mahmood, Ищенко С. А. Управление пограничного слоя профиля крыла при генерировании трехмерных возмущений // Прикладная гидромеханика.– 2011.– 4.– С. 25–32.
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. Пахненко В. Л., Задорожный А. И., Пахненко В. В. Особенности отрывных течений на самолетах высокопланной схемы // Бионика.– 1998.– 27–28.– С. 120–126.
17. Бабенко В. В. Гидробионические принципы снижения сопротивления // Прикладная гидромеханика.– 2000.– 2.– С. 3–17.
18. Babenko V. V., Carpenter P. W. Dolphin Hydrodynamics // Proc. of the IUTAM Symposium Flow past Highly Compliant Boundaries and in Collapsible Tubes.– University of Warwick Coventry England, 2001.– P. 293–323.
19. Reiner Bappert, Susanne Benner, Barbel Hacker, Ulrich Kern, Gerhard Zweckbronner Bionic, Zukunfts-Technik lernt von der Natur.– Hergestellten vom Landesmuseum: Fur Technik und Arbeit in Mannheim, 1996.– 88 p.
20. Meyer R., Bechert D. W. and Hage W. Windtunnel and Flidht Experiments with artificial bird feathers for separation control on airfoils // Abstract for the Euromech, 3-rd European Fluid Mech. Conf.– Book of abstracts. Gottingen, 1997.– P. 239.
21. Meyer R., Bechert D. W. and Hage W. Survey of self-Activating Flaps // Proc. of the 11th European Drag Reduction Working Meeting.– Prague Czech Republic, 1999.– P. 70.
22. Bechert D. W., Bruse M., Hage W., Meyer R. Fluid Mechanics of Biological Surfaces and their Technological Application.– Naturwissenschaften: Springer – Verlag – 87, 2000.– 157 – 171 p.
23. Bechert D. W., Meyer R. and Hage W. Drag reduction of Airfoils with miniflaps // AIAA Paper.– 2000.– 2315.– P. 29.
24. Meyer R., Bechert D. W. and Hage W. Experiments with artificial bird feathers for separation control on airfoils // Abstract for the Euromech Colloquim 361 Active Control of Turbulent Shear Flows.– Technische Universitat, Berlin, 1997.– P. 58.
25. Markus Schatz, Ulf Bunge, Holger Lubcke, Frank Thiele Numerical Study of Separation Control by movable Flaps.– Aerodynamic Drag Reduction Technologies: Springer – Verlag, Berlin, Heidelberg, 2001.– 385 – 390 p.
26. Bechert D. W., Meyer R. and Hage W. Drag Reduction on Gurney Flaps and Divergent Trailing Edges.– Aerodynamic Drag Reduction Technologies: Springer – Verlag, Berlin, Heidelberg, 2001.– 229 – 245 p.
27. Ништ М. И., Попыталов С. А. Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем: Под ред. М. И. Ништа.– М.: ВВИА им. проф. Жуковского, 1981.– 580 с.
28. Lin J. C., Howard F. G., Selby G. V. Small Submerged Vortex Generators for Turbulent Flow Separation Control // Journal of Aircraft.– 1990.– 27.– P. 502 – 507.
29. Мельников А. П. Аэродинамика больших скоростей.– М.: Военное изд-во министерства обороны СССР, 1961.– 424 с.
30. Мартынов А. К. Прикладная аэродинамика.– М.: Машиностроение, 1972.– 448 с.