

УДК 532.526.3

© 2007 г. С.В. ЖИГУЛЕВ, М.Н. КОГАН, А.П. КУРЯЧИЙ, В.М. ЛИТВИНОВ, А.А. УСПЕНСКИЙ

ВЛИЯНИЕ МИНИ-ЩИТКОВ НА СТРУКТУРУ БЛИЖНЕГО СЛЕДА ЗА МОДЕЛЬЮ ПОЛУКРЫЛА

Исследовано влияние мини-щитков на вихревую структуру течения в ближнем следе за моделью прямоугольного в плане полукрыла. В дозвуковой аэродинамической трубе выполнены измерения осредненных по времени параметров течения в нескольких сечениях за моделью с щитками, установленными как на верхней, так и на нижней ее поверхностях вблизи задней кромки. Проведено сравнение с характеристиками течения в следе за моделью полукрыла без щитков. Установлено их значительное воздействие на структуру течения в вязком ядре концевой вихря, формирующегося за моделью полукрыла.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, модель полукрыла, семи-точечный приемник давления, концевой вихрь.

Несмотря на значительный объем выполненных теоретических, численных и экспериментальных исследований, концевой вихрь в частности и вихревое поле за крылом в целом остаются по-прежнему актуальной областью аэродинамических исследований. Ближнее вихревое поле за крылом конечного размаха существенным образом зависит от формы законцовки крыла, угла атаки, числа Рейнольдса, границ потока [1–4].

Исследование концевых вихрей и ближнего поля за крылом помимо фундаментального характера имеет и важное прикладное значение. Одна из актуальных прикладных проблем – обеспечение безопасности полета самолета, оказавшегося в следе другого самолета [5]. В рамках решения этой проблемы теоретически и экспериментально изучаются возможности управления концевыми вихрями с целью уменьшения вращательного момента в потоке за крылом [6–8]. При этом в экспериментальных исследованиях, проводимых в аэродинамических трубах, как правило, используются простейшие модели на основе полукрыла прямоугольной формы в плане [8, 9]. На базе таких моделей исследуется влияние на ближнее поле течения в следе, например, различных форм законцовок крыла [9] или вырезов в районе задней кромки [8], обеспечивающих немонотонное (пилообразное) распределение циркуляции по размаху крыла. В последнем случае вместо одного концевой вихря формируется пара вихрей, не сливающихся даже на значительном удалении от крыла [8, 10], что ведет к заметному снижению вращательного момента в следе [6].

Однако существенное изменение формы крыла в плане с целью получения немонотонного распределения циркуляции по размаху может приводить к значительному уменьшению аэродинамического качества, максимальное значение которого на крейсерском режиме полета обеспечивается оптимальной формой крыла. Другой эффективный способ получения необходимого распределения циркуляции по размаху крыла (в том числе и немонотонного) – использование мини-щитков, устанавливаемых вблизи задней кромки крыла как на верхней, так и на нижней его поверхностях.

Перестраивая характер обтекания задней кромки профиля крыла, мини-щитки позволяют существенно влиять на распределение подъемной силы по размаху крыла, что делает их весьма перспективным органом управления самолетом [11]. Эти малогабаритные органы управления с малым шарнирным моментом могут применяться на режимах

взлета и посадки и убираться на крейсерском режиме. Кроме того, вследствие малой инерционности мини-щитки могут использоваться и для парирования воздействия атмосферной турбулентности. Таким образом, указанные устройства могут быть использованы для решения различных важных прикладных задач.

Другая актуальная проблема, обуславливающая интерес к исследованиям свойств концевых вихрей и возможностей управления ими, – существенное влияние параметров течения в ближнем следе на протекающие в нем физико-химические процессы [12], в особенности в областях взаимодействия концевых вихрей со слоями смешения на границах выхлопных струй двигателей. Изучение возможностей управления этими процессами аэродинамическими методами, т.е. путем изменения параметров течения в ближнем поле течения за самолетом, с целью уменьшения вредного воздействия выбросов двигателей на атмосферу также имеет важное прикладное значение.

Цели проводимых в указанных выше направлениях экспериментальных исследований – во-первых, оценка влияния различных аэродинамических органов управления на формирование ближнего вихревого поля за крылом и, во-вторых, получение подробных данных для проверки адекватности математических моделей, используемых при численных исследованиях формирования и развития струйно-вихревого следа за самолетом.

В настоящей работе экспериментально исследуется влияние одной конфигурации мини-щитков на распределения осредненных по времени компонент вектора скорости и статического давления в нескольких сечениях ближнего следа за моделью полукрыла при двух значениях угла атаки.

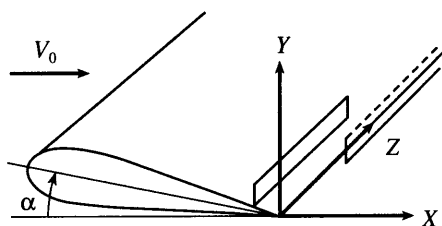
1. Условия экспериментов. Эксперименты проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе с закрытой рабочей частью прямоугольного сечения с высотой 0.35 м, шириной 0.5 м и длиной 2.61 м. Скорость однородного набегающего потока составляла $V_0 = 30$ м/с, степень турбулентности не превышала 0.03%. За счет регулирования угла раствора боковых стенок рабочей части трубы компенсировалось нарастание пограничного слоя на стенках и обеспечивалось отсутствие продольного градиента давления в рабочей части.

Использованная в экспериментах модель полукрыла имела прямоугольную форму в плане. Ее сечение представляло собой 12%-ный симметричный профиль, близкий к обобщенному профилю Жуковского, с хордой $c = 58$ мм. Модель устанавливалась вертикально на платформе “ α ” – механизма для регулирования угла атаки. При длине полукрыла $L/2 = 190$ мм относительное удлинение составляло $\lambda \equiv L/c \approx 6.56$. Законцовка модели представляла собой плоскую поверхность (торцевой срез). Описанная модель в дальнейшем называется базовой.

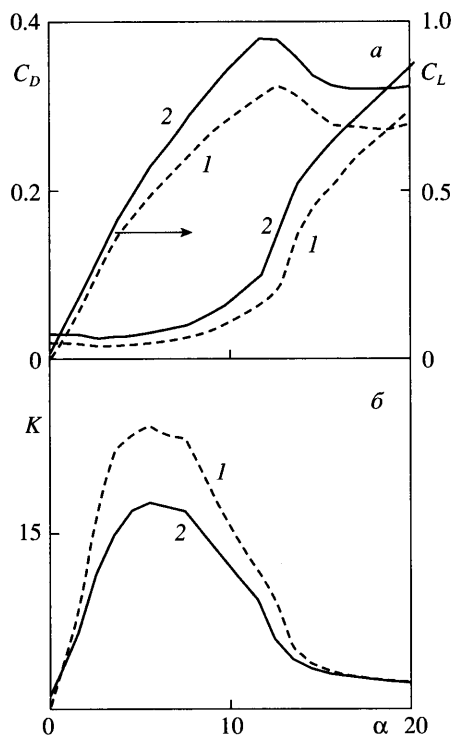
Вторая исследованная модель отличалась от базовой наличием мини-щитков, которые располагались параллельно задней кромке на расстоянии 4 мм от нее. Высота щитков составляла $h_f = 1$ мм (относительная высота $h_f/c = 0.017$). Мини-щитки устанавливались перпендикулярно поверхности модели на ее нижней (наветренной) стороне на протяжении $L_l = 165$ мм от корневого сечения модели (относительная протяженность $2L_l/L = 0.87$) и на верхней (подветренной) стороне на протяжении $L_u = 25$ мм от законцовки модели ($2L_u/L = 0.13$), как схематично показано на фиг. 1.

Число Рейнольдса, рассчитанное по параметрам набегающего потока и хорде модели, в процессе проведения экспериментов незначительно варьировалось вследствие изменения атмосферного давления p_a и температуры t_a в зале аэродинамической трубы от $Re = 1.17 \cdot 10^5$ при $p_a = 754$ Тор и $t_a = 17^\circ\text{C}$ до $Re = 1.12 \cdot 10^5$ при 747 Тор и 22°C .

Для измерения осредненных по времени параметров потока в следе за моделями использовался семиточечный приемник давления, который с хорошей локальностью позволяет определять вектор скорости газового потока в широком диапазоне углов скоса (до 80°) [13, 14]. Использованный в экспериментах приемник давления представляет собой плотно спаянный пакет из семи медицинских игл с внешним диаметром 0.8 мм и



Фиг. 1. Схема модели полукрыла и система координат, использованная для представления результатов на фиг. 3–7



Фиг. 2. Зависимости от угла атаки коэффициентов сопротивления C_D и подъемной силы C_L (а), аэродинамического качества $K = C_L/C_D$ (б) базовой модели 1 и модели с мини-щитками 2

внутренним диаметром 0.45 мм. Данный пакет находится в кожухе с внешним диаметром 2.9 мм. Приемная часть насадка, кроме центральной трубки, зашлифована на конус с углом полураствора 30° . Проведенная калибровка насадка в равномерном потоке показала, что среднеквадратичные погрешности измерения угловых параметров вектора скорости в диапазоне углов схода 0° – 80° не превышают 0.6° .

2. Результаты измерений. Перед проведением исследований характеристик течения в вихревом следе с помощью шести-компонентных аэродинамических тензозвесов были выполнены измерения интегральных аэродинамических характеристик моделей (фиг. 2). При наличии мини-щитков как сопротивление, так и подъемная сила возрастают, а качество уменьшается во всем рассмотренном диапазоне углов атаки. Максималь-

Таблица 1

Параметры	[15]	Данная работа
Условия экспериментов		
Профиль крыла	NACA 0012	12%-ный профиль Жуковского
Угол атаки, град.	5	5
Хорда крыла (с), м	0.203	0.058
Удлинение крыла	6	6.56
Число Рейнольдса	320 000	115 000
Уровень турбулентности потока	менее 0.3%	0.03%
Сечение измерений X/c	9	7.24
Результаты измерений		
Минимум V_x/V_0 в ядре вихря	0.85	0.83
Максимум V_{tr}/V_0 в ядре вихря	0.31	0.36
Радиус ядра вихря	0.039 с	0.05 с

ные значения аэродинамического качества на обеих моделях достигаются при одинаковом угле атаки $\alpha = 5^\circ$. При этом базовая модель имеет коэффициент подъемной силы $C_L = 0.457$ и качество $K = 24.3$, а модель с мини-щитками соответственно $C_L = 0.532$ и $K = 17.6$. Значение коэффициента $C_L = 0.457$ на модели с мини-щитками достигается при $\alpha \approx 3.5^\circ$. Максимальные значения коэффициента C_L на моделях также достигаются при почти одинаковом угле атаки $\alpha \approx 12^\circ$. Это указывает на то, что мини-щитки слабо влияют на глобальный отрыв пограничного слоя на модели.

Воздействие мини-щитков на параметры течения в ближнем следе исследовалось в двух вариантах: а) при одинаковых коэффициентах подъемной силы и б) при максимальных значениях аэродинамического качества. С учетом результатов весовых измерений течение в следе за базовой моделью изучалось при угле атаки $\alpha = 5^\circ$. Полученные данные служили основой для сравнения с результатами измерений в следе за моделью с мини-щитками при $\alpha \approx 3.5^\circ$ (одинаковые значения C_L) и при $\alpha = 5^\circ$ (максимальное K).

Таблица 1 представляет сравнение результатов настоящей работы с данными других авторов, полученными с использованием 4-ниточного термоанемометра, обеспечивавшего измерительный объем 0.5 мм^3 [15]. Модели в обоих случаях имели одинаковую относительную толщину профилей, близкие значения удлинений и совпадающие законцовки в виде торцевого среза. Рассматриваются результаты, полученные при равных углах атаки. Совпадение указанных параметров должно приводить к подобию возникающих концевых вихрей. Различие в координатах сечений, в которых выполнены измерения, можно считать несущественным, так как, согласно результатам [16], между сечениями $X = 4$ и 9 с, отсчитываемыми от задней кромки модели, такие параметры вихря, как минимальное значение продольной V_x и максимальное значение окружной $V_{tr} \equiv (V_y^2 + V_z^2)^{1/2}$ компонент скорости, а также размер ядра вихря изменяются очень незначительно. Под размером ядра вихря подразумевается расстояние до максимума окружной скорости от центра вихря, определяемого положением минимума продольной скорости.

Если имеется сильное возмущающее влияние приемника давления на течение в ядре вихря, то отмеченное выше подобие будет нарушено. Представленные в таблице данные демонстрируют незначительное различие значений основных характеристик течения в ядре вихря, что указывает на слабое влияние на него приемника давления в данном случае.

Таблица 2

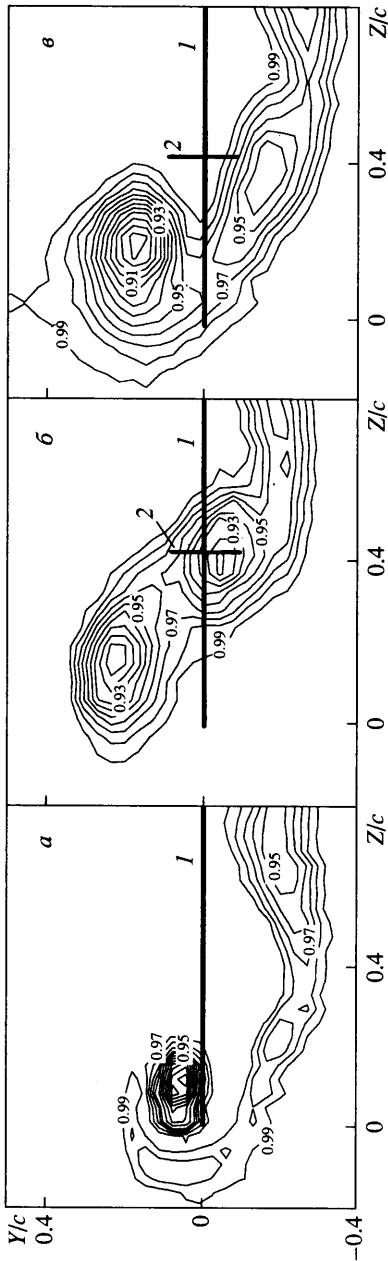
Модель	Параметр	Сечение		
		$X_1 = 3.19$ с	$X_2 = 7.24$ с	$X_3 = 12.8$ с
Базовая $\alpha = 5^\circ$ $C_L = 0.55$	$(V_x/V_0)_{\min}$	0.79	0.82	0.82
	$(V_{ir}/V_0)_{\max}$	0.29	0.36	0.36
	$C_p \min$	-0.19	-0.375	-0.3
Мини-щитки $\alpha = 3.5^\circ$ $C_L = 0.55$	$(V_x/V_0)_{\min}$	0.9	0.92	0.92
	$(V_{ir}/V_0)_{\max}$	0.13	0.13	0.12
	$C_p \min$	-0.057	-0.055	-0.057
Мини-щитки $\alpha = 5^\circ$ $C_L = 0.649$	$(V_x/V_0)_{\min}$	0.86	0.91	0.91
	$(V_{ir}/V_0)_{\max}$	0.24	0.16	0.15
	$C_p \min$	-0.075	-0.08	-0.075

Измерения средних характеристик ближнего следа за моделями были проведены в трех сечениях потока, расположенных на расстояниях $X_1 = 3.19$ с, $X_2 = 7.24$ с и $X_3 = 12.8$ с от задних кромок моделей. Основные количественные результаты измерений представлены в табл. 2. Коэффициент статического давления, минимальные значения которого приведены в таблице, определен как $C_p = (p - p_0)/\rho V_0^2$, где p_0 – статическое давление в набегающем потоке, ρ – плотность газа. На фиг. 3–7 представлены распределения безразмерных компонент скорости, отнесенных к скорости набегающего потока V_0 .

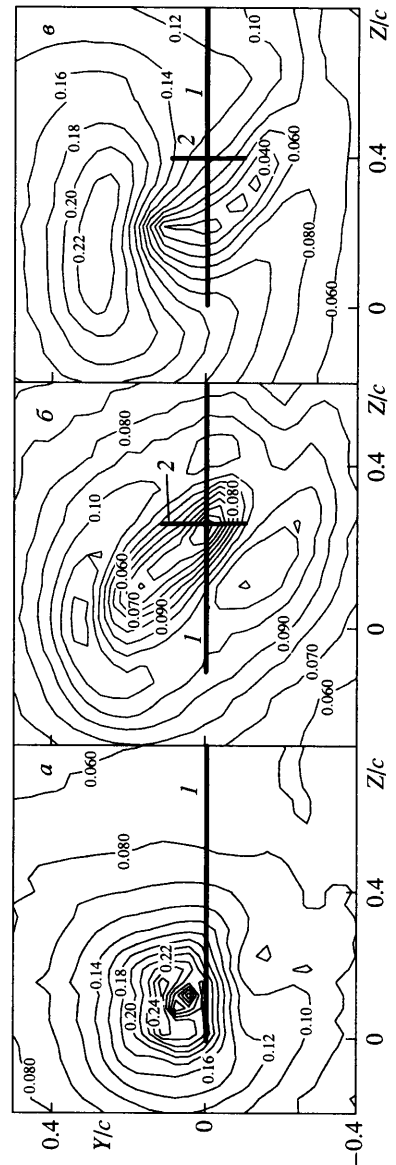
В первом из рассматриваемых сечений концевой вихрь за базовой моделью еще не достигает максимальной интенсивности. Однако дефицит продольной скорости в его ядре здесь наибольший (табл. 2). На модели с мини-щитками в окрестности их разрыва возникает значительный положительный градиент циркуляции вдоль оси Z , приводящий к формированию вторичного вихря, направление вращательного движения в котором такое же, как и в концевом вихре (по часовой стрелке на фиг. 3). Под влиянием вторичного вихря концевой вихрь заметно поднимается над уровнем задней кромки модели. На угле атаки $\alpha = 3.5^\circ$ в рассматриваемом сечении оба вихря имеют примерно одинаковую интенсивность с равным дефицитом продольной скорости, составляющим 10% (фиг. 3, б). При увеличении угла атаки до 5° возрастание подъемной силы сопровождается усилением концевого и ослаблением вторичного вихря, который под воздействием концевого значительно смещается ниже уровня задней кромки модели и проявляется неярко выраженным локальным минимумом продольной скорости, имеющим координаты $(Y/c; Z/c) \approx (-0.15; 0.4)$ (фиг. 3, в). Дефицит продольной скорости в ядре концевого вихря возрастает до 14%, а во вторичном вихре уменьшается до 7%.

Снижение интенсивности вторичного вихря при увеличении угла атаки обусловлено таким перераспределением циркуляции по размаху, при котором интегральное ее значение возрастает, но градиент циркуляции в окрестности разрыва щитков уменьшается.

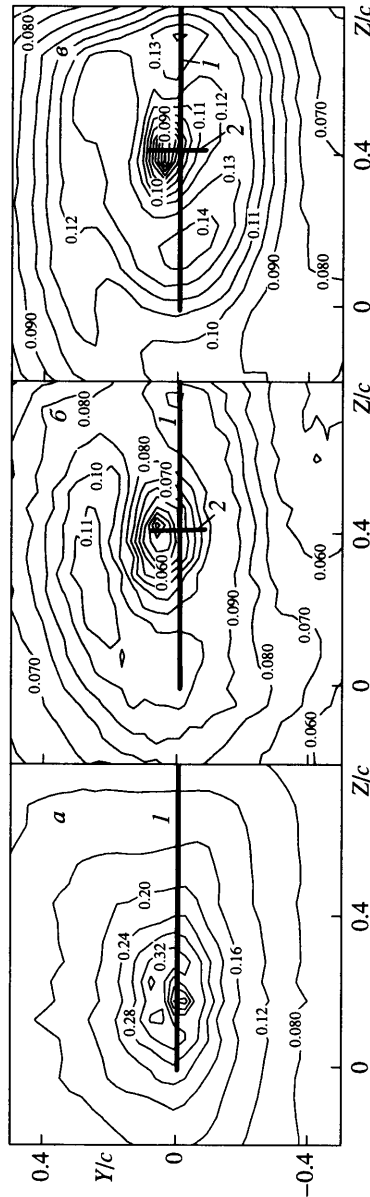
Распределения поперечной скорости в трех рассматриваемых вариантах качественным образом различаются (фиг. 4). Наиболее близкое к осесимметричному течение в концевом вихре модели без щитков, хотя максимальное значение поперечной скорости над центром вихря заметно больше, чем под центром (фиг. 4, а). Эта тенденция сохраняется и в остальных рассмотренных сечениях следа, что качественно согласуется с данными [16]. При том же значении коэффициента C_L наличие мини-щитков приводит к уменьшению максимума поперечной скорости более чем в 2 раза (табл. 2). Область по-



Фиг. 3. Линии уровней продольной компоненты скорости V_x/V_0 в сечении $X_1 = 3.19$ с за базовой моделью (а) и за моделью с мини-щитками (б, в) — $\alpha = 3.5$, 5° : 1 — положение задних кромок моделей, 2 — расположение места разрыва мини-щитков



Фиг. 4. Линии уровней поперечной компоненты скорости V_y/V_0 в сечении $X_1 = 3.19$ с, обозначения как на фиг. 3



Фиг. 7. Линии уровней поперечной компоненты скорости в сечении $X_3 = 12.8$ с, обозначения как на фиг. 3

двух вихрей, сохраняется, однако ее максимальное значение существенно возрастает, и область повышенных значений поперечной скорости концентрируется над центром концевго вихря (фиг. 4, в).

В следующем сечении $X_2 = 7.24$ с этот вихрь за базовой моделью полностью сформировался. Его центр незначительно смещается вниз и к корню крыла (фиг. 5, а), течение в его ядре еще больше приближается к осесимметричному (фиг. 6, а), а поперечная скорость достигает наибольшего значения (табл. 2). За моделью с мини-щитками при

$\alpha = 3.5^\circ$ в результате взаимовлияния концевой и вторичной вихрей первый из них смещается к корню крыла вплоть до координаты Z , соответствующей месту разрыва щитков, а вторичный вихрь также заметно смещается в противоположную сторону к концу крыла (фиг. 5, б). Дефицит продольной скорости в ядре вторичного вихря составляет 8%, а в концевом – 6%. Происходит процесс слияния вихрей за счет поглощения концевой вихря вторичным. Относительная равномерность поперечного течения, охватывающего оба вихря в предыдущем сечении, исчезает, и оно становится наиболее интенсивным вблизи конца крыла (фиг. 6, б).

На угле атаки $\alpha = 5^\circ$ взаимовлияние двух вихрей качественно остается таким же: концевой вихрь смещается точно к месту разрыва щитков, однако при этом опускается к уровню задней кромки крыла (фиг. 5, в). Слабый след ядра вторичного вихря сдвигается значительно дальше к концу крыла, почти достигая его. Наиболее интенсивное поперечное течение, как и в предыдущем сечении, происходит над центром концевой вихря (фиг. 6, в). Максимальное значение поперечной скорости V_{tr} уменьшается более чем на 30%, в отличие от течения при $\alpha = 3.5^\circ$, в котором максимум V_{tr} остается постоянным (табл. 2).

В последнем из рассматриваемых сечений $X_3 = 12.8$ с ядро концевой вихря за базовой моделью, увеличиваясь в размерах, вытягивается вдоль оси Z (фиг. 7, а). Центр вихря располагается точно на уровне задней кромки модели. Дефицит продольной и максимум поперечной компонент скорости остаются неизменными, но уменьшается перепад статического давления в ядре вихря (табл. 2).

На модели с мини-щитками при обоих углах атаки вихри окончательно сливаются. Причем вне зависимости от того, какой вихрь доминирующий, концевой или вторичный, центр результирующего вихря располагается почти точно над местом разрыва щитков на расстоянии $Y/c = 0.06$ и 0.04 над уровнем задней кромки крыла, соответственно при $\alpha = 3.5^\circ$ и 5° (фиг. 7, б и в). При $\alpha = 3.5^\circ$ результирующий вихрь более размыт и имеет меньшие значения дефицита продольной и максимума поперечной компонент скорости. Распределения V_{tr} при обоих углах атаки становятся более равномерными, приближаясь к осесимметричным.

Воздействие мини-щитков количественно наиболее сильно проявляется в изменении перепада давления в ядре вихря (табл. 2). Поскольку поперечный градиент давления пропорционален величине $\rho V_{tr}^2 / r$, где r – расстояние от центра вихря, а перепад давления оценивается интегралом этой величины по r , то уменьшение максимальных значений поперечной скорости в 2.5–3 раза, сопровождаемое значительным увеличением размеров ядра вихря, приводит к снижению перепада статического давления в 4–5 раз.

Заключение. Выполнено экспериментальное исследование влияния одной конфигурации мини-щитков, установленных с разрывом на верхней и нижней поверхностях модели прямоугольного полукрыла, на осредненные по времени характеристики ближнего вихревого следа за моделью. Воздействие мини-щитков проявляется, прежде всего, в размывании результирующего вихря, образующегося при слиянии концевой вихря с вторичным вихрем, возникающим в месте разрыва мини-щитков. Это размывание вихря выражается в увеличении размера его вязкого ядра, уменьшении дефицита продольной и максимальных значений поперечной компонент скорости (до 3 раз), а также перепада статического давления в ядре вихря (до 5 раз).

При формировании результирующего вихря наблюдаются принципиальные различия в зависимости от угла атаки α модели. При $\alpha = 3.5^\circ$, который соответствует одинаковому с базовой моделью коэффициенту подъемной силы, концевой вихрь, первоначально имеющий такую же интенсивность, как и вторичный, ниже по потоку поглощается последним. При увеличении α до 5° , когда достигается максимальное качество, интенсивность концевой вихря значительно возрастает, и ниже по потоку он поглощает вторичный вихрь. Тем не менее, при обоих значениях α результирующий вихрь на до-

статочном удалении от крыла смещается к его корню вплоть до координаты, соответствующей месту разрыва щитков.

Установка мини-щитков с разрывом на нижней и верхней поверхностях крыла позволяет управлять не только структурой течения в ближнем следе за крылом, но и расположением концевых вихря по размаху крыла.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (№ 05-01-08056 офи-п), Государственной программы поддержки ведущих научных школ (НШ-4272.2006.1) и Международного научно-технического центра (№ 2249).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Shekarriz A., Fu T.C., Katz J.* Near-field behavior of a tip vortex // *AIAA Journal*. 1993. V. 31. No. 1. P. 112–118.
2. *Ramaprian B.R., Zheng Y.* Measurements in rollup region of the tip vortex from a rectangular wing // *AIAA Journal*. 1997. V. 35. № 12. P. 1837–1843.
3. *Chow J.S., Zilliac G.G., Bradshaw P.* Mean and turbulence measurements in the near field of a wingtip vortex // *AIAA Journal*. 1997. V. 35. № 10. P. 1561–1567.
4. *Anderson E.A., Wright C.T., Lawton T.A.* Experimental study of the structure of the wingtip vortex // *AIAA Paper*. 2000. № 269. 10 p.
5. *Rossov V.J.* Lift-generated vortex wakes of subsonic transport aircraft // *Progr. in Aerospace Sci.* 1999. V. 35. № 6. P. 507–660.
6. *Graham W.R.* Optimising wing lift distribution to minimize wake vortex hazard // *Aeronaut. Journal*. 2002. V. 106. № 1062. P. 413–426.
7. *Grouch J.D., Miller G.D., Spalart P.R.* Active-control system for breakup of airplane trailing vortices // *AIAA Journal*. 2001. V. 39. № 12. P. 2374–2381.
8. *Graham W.R., Park S.-W., Nickels T.B.* Trailing vortices from a wing with a notched lift distribution // *AIAA Journal*. 2003. V. 41. № 9. P. 1835–1838.
9. *De Souza F., Faghani D.* Near-field wing tip vortex measurements via PIV // *AIAA Paper*. 2001. № 2451. 9 p.
10. *Szkaluta L., Zouaoui Z., Yang X.* Computational analysis of wake vortices generated by a notched wing // *AIAA Paper*. 2006. № 245. 24 p.
11. *Власов В.А., Коган М.Н., Халивайко А.Г., Стародубцев М.А.* Управление течением с помощью мини-щитков // Междунар. научн.-техн. конф. “Фундаментальные проблемы высокоскоростных течений”. Тез. докл. М: ЦАГИ, 2004. С. 259–261.
12. *Miake-Lye R.C., Martinez-Sanchez M., Brown R.C., Kolb C.E.* Plume and wake dynamics, mixing, and chemistry behind an HSCT aircraft // *AIAA Paper*. 1991. № 3158. 11 p.
13. *Everett K.N., Gerner A.A., Durston D.A.* Seven-hole cone probes for high angle flow measurement: Theory and calibration // *AIAA Journal*. 1983. V. 21. № 7. P. 992–998.
14. *Wenger C.W., Devenport W.J.* Seven-hole pressure probe calibration method utilizing look-up error tables // *AIAA Journal*. 1999. V. 37. № 6. P. 675–679.
15. *Miranda J.A., Devenport W.J.* Two-point measurements in trailing vortices // *AIAA Paper*. 1996. № 804. 9 p.
16. *Devenport W.J., Rife M.C., Liapis S.I., Follin G.J.* The structure and development of a wing-tip vortex // *J. Fluid Mech.* 1996. V. 312. P. 67–106.